

УДК 629.7.015

Проблемы межпланетных оптимизации экспедиций пилотируемых

Б. Н. Кифоренко, И. Ю. Васильев

Київський національний університет імені Тараса Шевченка, Київ

Надійшла до редакції 08.07.99

В межах єдиної варіаційної проблеми розглянуті задачі оптимізації параметрів, вибору траекторій польоту і оптимального керування рухом і роботою системи забезпечення життєдіяльності (СЗЖ) космічних апаратів пілотованих міжпланетних експедицій. Досліджується ефективність активного скидання відходів СЗЖ за рахунок енергії реактивного струменя ракетних двигунів великої тяги у порівнянні з їхньою частковою регенерацією. Підтверджено принципову можливість здійснення перших пілотованих експедицій на Марс до розробки перспективних біорегенеративних СЗЖ.

ВВЕДЕНИЕ: ЦЕЛЬ И СРЕДСТВА. СВОБОДА И НЕОБХОДИМОСТЬ

Оценивая на грани тысячелетий научно-технические достижения человечества, необходимо признать начало практического освоения космического пространства одним из наиболее впечатляющих и вместе с тем неожиданных. Преклонение перед дерзкими идеями провозвестников эпохи К. Э. Циолковского, Ф. А. Цандера, Р. Годдарда, Г. Оберта, В. Гомана, Р. Эно-Пельтири ни в малейшей степени не снижает остроты проблемы оправданности и своевременности тех поистине баснословных затрат, которые произведены космическими державами для обеспечения современного уровня космической деятельности. Приходится признать, что неизбежный выход из своей колыбели цивилизация Третьей планеты Солнечной системы вынуждена была сделать в связи с весьма неблагоприятными особенностями своего исторического развития. Драматическое отставание этического совершенствования участников исторического процесса от все ускоряющегося технического прогресса привело в XX веке к двум мировым войнам. Третья, ракетно-ядерная мировая война, потенциально угрожавшая планетарной катастрофой, велась в виде демонстрации силы. Все более разрушительные

ядерные боеприпасы взрывались на испытательных полигонах, расположенных на собственной территории, а совершенство средств доставки демонстрировалось в космической гонке сверхдержав.

Выпущенный для устрашения потенциального противника в борьбе за мировое господство джинн космической экспансии начал, однако, довольно скоро вносить все более весомый вклад в решение глобальных проблем человечества. Все возрастающая экономическая эффективность вложений в материальное и научно-техническое обеспечение космической деятельности привела к осознанию целесообразности дальнейшего движения по пути, на который вынуждено было вступить человечество в середине нашего века. Однако спад напряженности противостояния сверхдержав снижает остроту демонстрационного аспекта космического соревнования. Вместе с тем расширяются возможности объединения промышленных и научных потенциалов вчера еще непримиримых противников для осуществления все более значительных шагов. При этом повышенная острота проблем конверсии отраслей народного хозяйства, созданных для обслуживания демонстрационной и, как теперь можно надеяться, лишь гипотетической ракетно-ядерной войны, делает постановку весьма сложных и, казалось бы, пока не современных космических проблем до-

статочно актуальными. В ряду таких проблем одной из наиболее привлекательных и сложных является организация пилотируемой экспедиции к планете Марс.

Успешное осуществление еще недавно казавшихся фантастическими полетов на Луну и длительные экспедиции космонавтов на станции «Мир» продемонстрировали реальность межпланетных экспедиций. Однако громадная удаленность Марса от Земли делает невозможным обеспечение жизнедеятельности экипажа уже хорошо отработанным в наше время способом, основанным на периодическом пополнении расходуемых запасов поставками с Земли. Естественным и практически единственным путем преодоления этого препятствия представляется использование систем обеспечения жизнедеятельности (СОЖ) с высокой степенью замкнутости, позволяющих получать необходимые для жизни экипажа вещества путем регенерации их из отходов для повторного (многократного) использования. Такая система должна, по современным представлениям, воспроизвести на борту экспедиционного комплекса основные функциональные особенности экосистемы Земли с естественным круговоротом веществ, обеспечивающих существование человека. Сложность подобного моделирования общеизвестна, и современная оценка сроков возможной разработки указанных СОЖ в два-три десятилетия представляется отнюдь не завышенной.

Поиски альтернативных подходов, снижающих требования к уровню замкнутости СОЖ, направлены на анализ таких сценариев экспедиции, которые позволяли бы использовать большее количество необходимых веществ без существенного увеличения выводимой на монтажную околоземную орбиту начальной массы экспедиционного комплекса. Если не принимать всерьез экзотические идеи использования внеземных ресурсов, более или менее реалистические предложения касаются использования атмосфер планет для торможения при подлете к Марсу и Земле, рассредоточения во времени стартовой активности путем предварительной заброски в окрестности Марса материально-технического обеспечения околомарсианского и возвратного этапов экспедиции, и т. п. Каждая из предлагаемых идей имеет как свои привлекательные аспекты, так и сложности, неизбежные при практической реализации. В настоящей работе предлагается способ осуществления длительных пилотируемых космических экспедиций с использованием СОЖ, аналогичной работающей на станции «Мир» и создаваемой для станции «Альфа». Стартовая масса экспедиционного комплекса включает при этом запас

рабочих веществ СОЖ, необходимых для выполнения всей экспедиции (с учетом весьма незначительной регенерации), однако оказывается соизмеримой со случаем использования гипотетической биорегенеративной СОЖ. Существенное снижение стартовой массы комплекса достигается путем уменьшения топливных затрат при выполнении необходимых динамических маневров. Указанная экономия обеспечивается активным сбросом отходов СОЖ за счет энергии реактивной струи маршевых двигателей.

Идея активного отбрасывания имеющейся на борту космического аппарата инертной массы для увеличения тяги двигателей впервые была высказана Ф. А. Цандером в 1936 г. Он предложил использовать для этого освобождающиеся в полете элементы конструкции. В работе [48] рассмотрена задача об оптимальном управлении активным сбросом инертной массы и получены оценки возможного выигрыша на модельных примерах. В работе [27] впервые, насколько нам известно, был предложен активный сброс именно отходов СОЖ как естественно накапливающейся на борту космического аппарата инертной массы, и продемонстрирована соизмеримость эффективности активного сброса с применением СОЖ с высокой степенью регенерации. Обнадеживающие результаты [27], хотя и полученные при решении модельной задачи о перелете космического аппарата между точками покоя в бессиловом поле, стимулировали дальнейшие исследования авторов, представленные в настоящей работе. К числу немаловажных побуждающих факторов необходимо также отнести то, что инертная масса уже давно и эффективно используется, например, в твердотопливных ракетных двигателях, а ее использование для повышения эффективности жидкостных или ядерных ракетных двигателей не является в настоящее время принципиально сложной технической проблемой.

I. КАК МЫ ПОЛЕТИМ НА МАРС?

1.1. Марсианская экспедиция как вариационная проблема

Среди современных проблем освоения космического пространства осуществление в недалеком будущем пилотируемых экспедиций к планетам Солнечной системы, является, очевидно, самой актуальной. К планируемым в ближайшее время экспедициям в первую очередь относится марсианская, необходимость осуществления которой в начале следующего тысячелетия декларируется в выдвинутой президентом США Бушем в 1989 г. программе космиче-

ских исследований SEI (Space Exploration Initiative).

С конца 60-х гг. нынешнего столетия, когда после успешного выполнения пилотируемой экспедиции на Луну по программе «Аполло» в качестве следующего этапа освоения межпланетного пространства была выбрана экспедиция на Марс, предложено большое число ее сценариев. Каждый из них, отличаясь своей траекторной схемой межпланетного перелета, типом двигательной установки, конструктивным решением космического аппарата, типом системы обеспечения жизнедеятельности, имеет свои преимущества и недостатки. При этом в качестве основных критериев выбора дизайна традиционно рассматриваются следующие:

- 1) минимальное влияние на экипаж пониженной либо нулевой гравитации;
- 2) минимальное влияние на экипаж космического облучения и солнечной радиации;
- 3) оптимальная величина начальной массы КА на околоземной орбите.

Легко понять, что требования всех этих критериев противоречивы. Действительно, снижение дозы облучения экипажа, как и уменьшение пребывания космонавтов в условиях пониженной гравитации, требует задействования высокоэнергетических «быстрых» траекторных схем перелета, что связано с увеличением начальной массы космического аппарата. Стремление уменьшить начальную массу связано не только с ухудшением качества экспедиции по первым из отмеченных показателей, но и в значительной степени ужесточает требования к качеству СОЖ. Эта неизбежная противоречивость накладываемых требований как раз и обуславливает необходимость исследования задачи выполнения марсианской экспедиции как вариационной проблемы.

В исследованиях по механике космического полета, относящихся к проблеме реализации длительных пилотируемых межпланетных экспедиций, и в работах, касающихся систем обеспечения жизнедеятельности, эту проблему рассматривают с разных сторон. В большинстве научных публикаций, изучающих динамическую часть проблемы, предполагается, что СОЖ включается в состав полезной нагрузки, и зависимость затрат на обеспечение жизнедеятельности от длительности экспедиции не принимается во внимание. Отсюда следует возможность в качестве функционала вариационной задачи выбирать суммарную характеристическую скорость динамических маневров, непосредственно связанную с расходом рабочего тела двигательной системы и, тем самым, со стартовой массой экспедиционного комплекса. С другой стороны, в подав-

ляющем большинстве исследований СОЖ, характеристики межпланетных перелетов учитываются лишь как необходимая начальная информация об условиях работы этих систем.

Это пробел постепенно заполняется в публикациях последних лет [109]. Однако такие параметры, как удельный массовый расход рабочих веществ СОЖ, эффективность регенерации и масса системы регенерации, в вариационных задачах считаются фиксированными и не являются объектами оптимизации. Несмотря на ограниченность такого одностороннего подхода, он представляет собой следующий шаг в математическом моделировании длительных пилотируемых межпланетных полетов, соответствующий уровню постепенно накапливающейся информации о возможностях СОЖ и расходах, необходимых для их реализации, а также постепенному сокращению времени на теоретическое осмысливание проблемы в связи с приближением первых реальных пилотируемых межпланетных экспедиций.

Следующий неминуемый с точки зрения логики развития механики космического полета шаг состоит в том, что проблема исследуется в рамках подхода, предложенного в работе [15], когда при формулировке задачи фиксируются только удельные массово-расходные характеристики СОЖ (удельный расход рабочих веществ, удельные массовые коэффициенты — в математической модели СОЖ), а ее конструктивные параметры (масса запаса рабочих веществ, эффективность регенерации, масса конструкции СОЖ и необходимых для ее функционирования веществ) определяются при решении единой оптимизационной проблемы с выбором траектории перелета к цели и назад, управления двигательной системой и необходимых расходов рабочего тела двигательной системы.

Впервые такая идеология применительно к длительным пилотируемым полетам была использована в работах [40, 41], затем полученные результаты были обобщены в работе [39], однако сфера их использования ограничена допущением, что эти расходы малы по сравнению с полной массой космического аппарата и, естественно, принятыми гипотезами их зависимости от длительности полета.

Существенной особенностью формулирования вариационных проблем механики космического полета, включающих оптимизацию конструктивных параметров СОЖ, является отказ от заранее фиксированной продолжительности перелета. Обычно длительность маневров, изучаемых механикой полета, либо считается заданной, либо минимизируется (задачи на быстродействие) [15, 24]. Если длительность некоторого динамического маневра,

переводящего центр масс космического аппарата с одной орбиты на другую, при формулировании вариационной задачи оставить свободной, то минимальное значение расхода топлива достигается при бесконечно большой длительности перехода. Это следует из анализа как аналитических решений задач о движении космического аппарата с малой тягой в модельных гравитационных полях [8, 9, 17, 86], так и численных решений задач о межорбитальных переходах и межпланетных полетах с возвращением как с идеально регулируемым, так и с нерегулируемым двигателем малой тяги [95]. Что касается маневрирования с двигателем большой тяги и нерегулируемым двигателем малой тяги, то и тут оптимальной является бесконечно большая длительность межорбитального перехода, выполняемого по схеме циклического скользящего режима [38].

В ряде публикаций, особенно связанных с минимизацией характеристической скорости межпланетных переходов с возвращением, полная длительность экспедиции хотя и не считается явно заданной, но заранее постулируется какая-нибудь особенность искомого решения, например схема перехода с заданным количеством импульсов, которая позволяет получить результаты, худшие по функционалу, но интересные с практической точки зрения, поскольку переход осуществляется за конечное время.

Естественный подход к изучению длительности динамического маневра состоит в выборе функционала задачи, зависящим не только от расходов топлива, но и от длительности выполнения маневра. Очень близкой к задачам механики пилотируемых космических полетов является постановка [29], где предложено максимизировать массу полезной нагрузки при данной стартовой массе аппарата, включающей, кроме полезной нагрузки, запас топлива и запас массы, необходимой для функционирования полезной нагрузки. Были проанализированы различные гипотезы о зависимости этих расходов массы от длительности перехода на примере задачи перехода между точками покоя в бессиловом поле, что в определенном приближении отображает быстрый межпланетный перелет. Некоторые данные из этой работы могут быть полезными для оценок в проблеме пилотируемых полетов только для СОЖ с полностью замкнутым циклом, потому что масса оборудования, обеспечивающего функционирование полезной нагрузки в [29] считается постоянной в течение всего времени выполнения маневра.

В работе [28] предложена постановка задачи более адекватная реальным СОЖ. Считается, что

расходы массы на обеспечение жизнедеятельности экипажа состоят из начального запаса рабочих веществ СОЖ, расходуемых с данной интенсивностью, постоянной, однако пропорциональной максимизируемой полезной нагрузке, а также из массы системы регенерации, зависящей от эффективности регенерации и от обобщенной работы системы регенерации. В работе [27] предложен прием активного сброса отходов как инертной массы путем ускорения их в двигателе за счет энергии реактивной струи. Идея увеличения тяги ракет за счет ускорения инертной массы рассматривалась раньше для одноступенчатых [48] и многоступенчатых ракет [38]. Отношение к отходам СОЖ, накапливающимся на борту корабля, как к инертной массе, которая аккумулируется естественным путем, с ее последующим сбросом через двигатель, позволило предложить новый путь, альтернативный подходу, требующему создания перспективных СОЖ с высокой степенью замкнутости (с высоким значением коэффициента регенерации в терминах [27, 29]). Численные результаты [27], полученные, как и в работе [29], для модельной задачи о перелете между точками покоя в бессиловом поле, позволяли надеяться на сопоставимость эффективности использования систем регенерации с высокой степенью замкнутости и активного сброса отходов.

Преимущества активного сброса очевидны с точки зрения возможной технической реализации, поскольку они не требуют разработки новых технологий. Мы имеем определенный опыт использования инертной массы в твердотопливных двигателях. Поскольку основную массу отходов СОЖ составляет техническая вода (до 20 л в сутки на человека), то проблема ускорения такой инертной массы в жидкостных ракетных двигателях, и особенно в ядерных тепловых ракетных двигателях, где она может быть использована как самостоятельное рабочее тело, не является сложной при современном уровне конструктивного совершенства тепловых ракетных двигателей. Проблема вдува в сопло работающего двигателя дополнительного инертного либо рабочего вещества с целью управления вектором тяги давно исследуется в газовой динамике [31, 32]. Трудности разработки перспективных СОЖ проиллюстрированы выше. Поэтому целиком оправданной является необходимость тщательного исследования возможности длительных пилотируемых межпланетных экспедиций с использованием двигательных систем с активным сбросом инертной массы, накапливаемой из отходов СОЖ, не подлежащих регенерации.

Среди основных направлений оптимизации межпланетных перелетов можно выделить следующие:

1. Использование ядерных ЖРД, либо электрических РД, либо комбинированных силовых установок.
2. Использование аэродинамических маневров в атмосферах планет (торможение, захват атмосферой).
3. Использование гравитационных полей планет для осуществления пертурбационных маневров (маневров КА с целью изменения параметров кеплеровских траекторий в поле притяжения Солнца).
4. Применение схем с использованием нескольких КА, выполняющих различные функции (пилотируемый и автоматический транспортный КА).
5. Использование внеземных ресурсов для изготовления компонентов рабочего тела ракетных двигателей с целью уменьшения стартовой массы КА.

Оптимизация параметров и траекторий межпланетного пилотируемого космического аппарата с использованием активного сброса отходов СОЖ может быть проведена в рамках каждого из этих подходов, однако в этой работе рассматриваются только варианты полета с использованием одного КА с химическим либо ядерным РД, считающимися наиболее вероятными кандидатами на роль двигательных установок первых марсианских экспедиций.

1.2. Двигательные системы и проблемы механики полета

В настоящее время накопилось огромное количество научных публикаций о проблемах длительных пилотируемых межпланетных перелетов. Результаты этих исследований, имеющих действительно междисциплинарный характер, отражены во многих известных монографиях. Среди книг по механике космического полета в первую очередь стоит обратить внимание на фундаментальные работы [15, 24], к которым прилагается обширная библиография.

Следующий по значимости раздел научных публикаций, непосредственно относящихся данной проблеме, — теория функционирования и практика конструирования систем обеспечения жизнедеятельности. Отметим книги [12, 14], где впервые обоснован тезис о невозможности выполнения длительных экспедиций, например полета на Марс, до разработки биорегенеративных СОЖ [12, 14, 55, 61, 66, 96, 101]. Огромное число публикаций посвящено анализу различных медико-биологических проблем длительных космических экспедиций [11, 44].

Общий анализ большинства публикаций по механике космического полета демонстрирует их слабую связь с исследованиями, представленными в двух других разделах. Вероятно, эта особенность является характерной для работ начального этапа исследований, еще довольно далеких от возможной практической реализации. Задача межпланетного перелета с возвращением в реальном гравитационном поле сама по себе является слишком сложной вариационной проблемой, чтобы усложнять ее учетом факторов и процессов, для осмыслиния которых еще не было необходимого опыта.

В результате такого упрощенного подхода появилась возможность получить практически исчерпывающие результаты и разработать методы, позволяющие эффективно и с нужной точностью решать задачу выбора траекторий межпланетного перехода с орбиты спутника Земли на орбиту спутника планеты с возвращением назад для двигателей любой тяги. Наиболее распространенными являются такие постановки: 1) задача на минимум характеристической скорости для перелетов с большой тягой; 2) на минимум интеграла по времени от квадрата реактивного ускорения для регулируемых и на минимум суммарной длительности активных дуг для нерегулируемых двигателей малой тяги [15]. Исследовались также задачи об оптимальном сочетании двигателей разных типов [22, 72, 73, 84].

В работах [37, 39, 57, 76, 88, 97, 100, 110] проанализирован состав оптимальных траекторий перелета, которые могут включать как регулярные дуги максимальной тяги и пассивного полета, так и сингулярные дуги — спирали Лоудена. Для двигателей большой тяги широко применяется импульсная аппроксимация, суть которой состоит в замене активных дуг конечной длительности импульсами тяги. Это приводит к конечному приросту массы и вектора скорости центра масс космического аппарата при непрерывном в момент действия импульса радиусе-векторе центра масс. Обширный обзор литературы, относящейся к импульсным переходным траекториям, приведен в работе [76]. Использование импульсной аппроксимации позволяет исходную вариационную задачу о минимуме суммарной характеристической скорости перелета свести к задаче конечномерной оптимизации моментов импульсов, величин и направлений прироста скорости.

Численные и аналитические оценки (например [57, 76, 88, 97]) показывают, что при скорости реактивной струи менее 10000 м/с и приросте характеристической скорости того же порядка величина гравитационных потерь, не учитываемых при импульсной аппроксимации, не превышает нескольких процентов, если начальное реактивное

ускорение космического аппарата соизмеримо с гравитационным.

Задача конечномерной оптимизации, к которой приводит импульсная аппроксимация, либо решается прямыми методами численного поиска экстремума («экстремальный подход» в терминах [24]), либо с использованием «вариационного подхода», при котором уравнения движения исследуются совместно с сопряженной системой, что очень удобно при использовании модели центрального гравитационного поля, в терминах которой уравнения сопряженной системы интегрируются в элементарных функциях [57, 80, 81].

Что касается математических моделей реальных гравитационных полей, ньютоновское центральное гравитационное поле является общепринятым формализованным представлением для межпланетных участков траектории, а влияние гравитационных полей планет старта и назначения приближенно учитывается с использованием концепции сфер влияния [65, 67, 80, 110] (метод сфер влияния и модифицированный метод сфер влияния [24]).

Импульсная аппроксимация с достаточной для практических оценок точностью отображает зависимость требуемой характеристической скорости от краевых условий маневра для регулярных оптимальных траекторий. Сингулярные же дуги при движении вне планетных атмосфер имеют второй порядок вырождения [13] в терминах [20], и могут входить в состав оптимальной траектории только при некоторых специально подобранных краевых условиях [89]. Эффективность такого включения, как показывают оценки [89], настолько мала, что не может оправдать существенных усложнений в управлении величиной и направлением вектора тяги, возникающих при практической реализации этих дуг.

Если использование импульсной аппроксимации для анализа схем экспедиций к планетам с возвращением является общепринятым, то ответа на вопрос о наилучшей схеме для конкретной экспедиции не существует. Это связано с многокритериальностью проблемы выбора схемы, так как ее выбор влияет не только суммарная характеристическая скорость, но и общая продолжительность экспедиции, доза радиоактивного облучения экипажа, условия осуществления связи с аппаратом и т. п. [109]. Для исследований последних десятилетий характерно повышенное внимание к другим, помимо характеристической скорости, критериям схемы.

По количеству импульсов тяги классическим считается четырехимпульсный перелет с орбиты спутника Земли на орбиту спутника Марса и назад. Вместе с тем было показано, что снижение требуе-

мой характеристической скорости возможно при использовании торможения в атмосфере планет, предложенного еще Ф. А. Цандером [50]. Последнее было тщательно исследовано в вариационных постановках в работе [23] и — в применении к марсианской экспедиции — в работах [4, 5, 34], в статьях и многочисленных работах зарубежных авторов [62].

Отметим, что существует еще одна возможность снижения затрат характеристической скорости на выполнение марсианской экспедиции — путем использования пертурбационного маневра при промежуточном близком пролете возле Венеры [83, 104, 105, 107].

При определенных условиях (сравнительно большая угловая дальность межпланетных участков) оптимальными являются перелеты с большим количеством импульсов [63, 71, 87]. Проблемы оптимизации таких многоимпульсных траекторий изучаются в работах [6, 78–79, 87]. Предложены также более сложные схемы экспедиций с использованием нескольких аппаратов, летящих по разным траекториям [99, 108], а также с использованием внеземных ресурсов [113].

1.3. Проблемы обеспечения жизнедеятельности

Основные проблемы обеспечения жизнедеятельности экипажа в экстремальных условиях длительных пилотируемых полетов очень подробно рассмотрены в работах основоположников современной космонавтики. Обобщение современного состояния научных исследований и конструкторских разработок этой проблемы дано в монографиях и обзорных работах [12, 14, 68, 102, 106, 111]. Необходимо отметить, однако, что в настоящее время надежную экспериментальную проверку прошли лишь принципы работы СОЖ практически открытого типа с очень незначительной относительно массы расходуемыми веществами степенью регенерации, и пригодных поэтому только для кратковременных полетов, либо с постоянным пополнением необходимых запасов с Земли.

Непригодность СОЖ такого типа для длительных межпланетных экспедиций считается несомненной. Целесообразным считается СОЖ с высокой степенью замкнутости. Для физико-химических систем такого типа считается принципиальным требование снижение уровня расхода рабочих веществ на человека, с современного значения 32 кг/сут до 3.4 кг/сут [53].

Однако большинство исследователей отдают преимущество использованию биологических принци-

пов регенерации рабочих веществ СОЖ из отходов [12, 53, 55, 61, 66, 68, 91, 96, 101, 102] с замкнутым экологическим циклом, при идеальном осуществлении которого СОЖ и человек обмениваются с окружающим космическим пространством только энергией [61], используя энергию Солнца и рассеивая излишнюю тепловую энергию диссипации при функционировании СОЖ.

Оценки энергомассовых характеристик систем регенерации [12, 14, 53, 55, 60, 61, 66, 68, 91, 96, 101, 103, 111] различны, однако усредненные значения основных параметров в последних публикациях близки. Так, на суточные потребности одного космонавта при калорийности рациона питания 2800 ккал/сут необходимо иметь 3–6 м² водной поверхности, кислородные системы площадью 6–10 м², 15–20 м² поверхности для культивирования биомассы [91]. Удельная посевная площадь оранжерей составляет 25 м² [103], а для биорегенеративных СОЖ полузамкнутого типа — 20 м².

Становятся понятными чисто конструктивные затруднения, которые необходимо преодолеть при создании перспективных СОЖ. К сожалению, эти трудности являются простейшими, поскольку не касаются принципиальных вопросов. Один только перечень таких принципиальных проблем [53, 56, 59, 85, 98, 102] целиком оправдывает пессимистические оценки, суть которых в том, что создание перспективных СОЖ вероятно лишь через 20–30 лет [85] (оценка 1987 г.).

Наиболее серьезные затруднения связаны с тем, что биотехнологические грядки систем регенерации должны функционировать в неблагоприятных для биологических объектов условиях микрогравитации, искусственной газовой среды с параметрами, существенно отличающимися от земной атмосферы, к тому же с учетом возможности бактериального заражения. Кроме того, очень важными являются проблемы совместимости биорегенеративных СОЖ с элементами существующих систем регенерации физико-химического типа, а также совместимость биотехнологических подсистем СОЖ с экипажем [56].

С научной и технической точки зрения глобальная проблема разработки перспективных СОЖ имеет сложный междисциплинарный характер. Несомненные проблемы возникают на всех трех уровнях создания СОЖ [59]: системном (замкнутая СОЖ либо СОЖ, работающая с использованием запасов рабочих веществ, которые полностью доставляются с Земли перед стартом либо частично пополняются на планете назначения), подсистем-

ном (физико-химические либо биологические методы регенерации), и компонентном (дистиляционные или обратноосмотические технологии очищения воды и т. д.). Создание перспективных СОЖ требует длительного времени и существенных финансовых затрат, чем и стимулирует поиск альтернативных возможностей [98].

1.4. Межпланетная экспедиция.

Системно-синергетический подход

Краткий анализ проблем пилотируемых межпланетных экспедиций, приведенный в предыдущих разделах, демонстрирует существенное взаимное влияние решений, принимаемых при конструировании различных систем экспедиционного комплекса. Поэтому, как уже отмечалось выше, поиск наилучших состава, траекторий, управлений и параметров комплекса должен проводиться в процессе решения единой вариационной проблемы.

Включение параметров СОЖ в состав неизвестных рассматриваемой проблемы и предположение о возможности активного сброса отходов позволяет ввести в рассмотрение нетрадиционный для механики космического полета поток массы между СОЖ и двигательной системой комплекса. Тем самым эти элементы экспедиционного комплекса, которые традиционно с системных позиций рассматриваются как антагонисты, перестают быть таковыми. Более того, взаимосогласованное управление этими элементами позволяет существенно ослабить требования к системе регенерации рабочих веществ СОЖ из отходов. Возникает неожиданный синергизм традиционно антагонистических элементов системы.

Отмеченная особенность предлагаемого нами подхода отличается от рассмотренных ранее случаев синергизма элементов космических аппаратов тем, что все упомянутые случаи относились к элементам, которые не являлись антагонистами с общесистемных позиций. К работам этой группы можно отнести публикации [22, 84, 72, 73], относящиеся к космическим аппаратам с комбинированными двигателями большой и малой тяги, особенно работы, в которых один тот же конструктивный элемент — ядерный реактор — используется и для разогрева рабочего тела двигателя большой тяги, и для подогрева рабочего тела бортовой электростанции, вырабатывающей энергию для электрического ракетного двигателя, когда маршевый двигатель работает в режиме малой тяги.

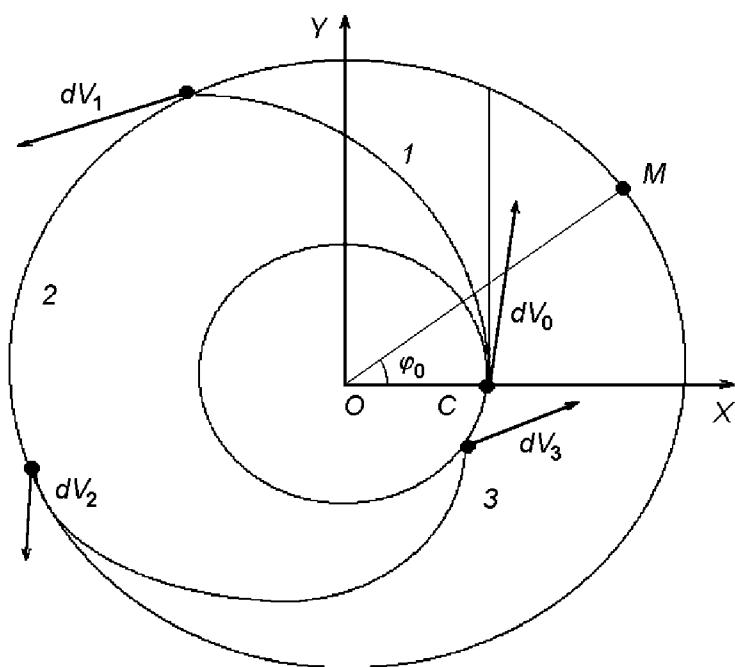


Рис. 2. Примерная схема четырехимпульсного перелета Земля — Марс с возвращением

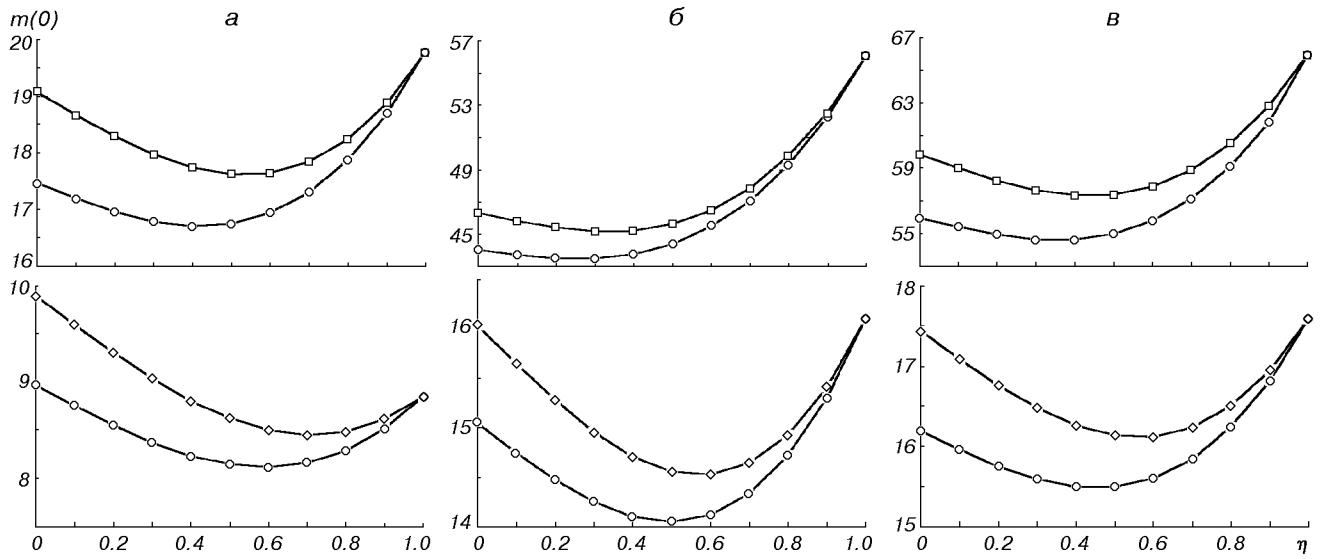


Рис. 3. Зависимость минимизируемого функционала от коэффициента регенерации рабочих веществ СОЖ при использовании химического (вверху) и ядерного теплового (внизу) ЖРД для перелетов типа: *a* — «conjunction», *b* — «fast-transfer», *c* — «opposition». Квадратики — пассивный сброс инертной массы, кружки — активный

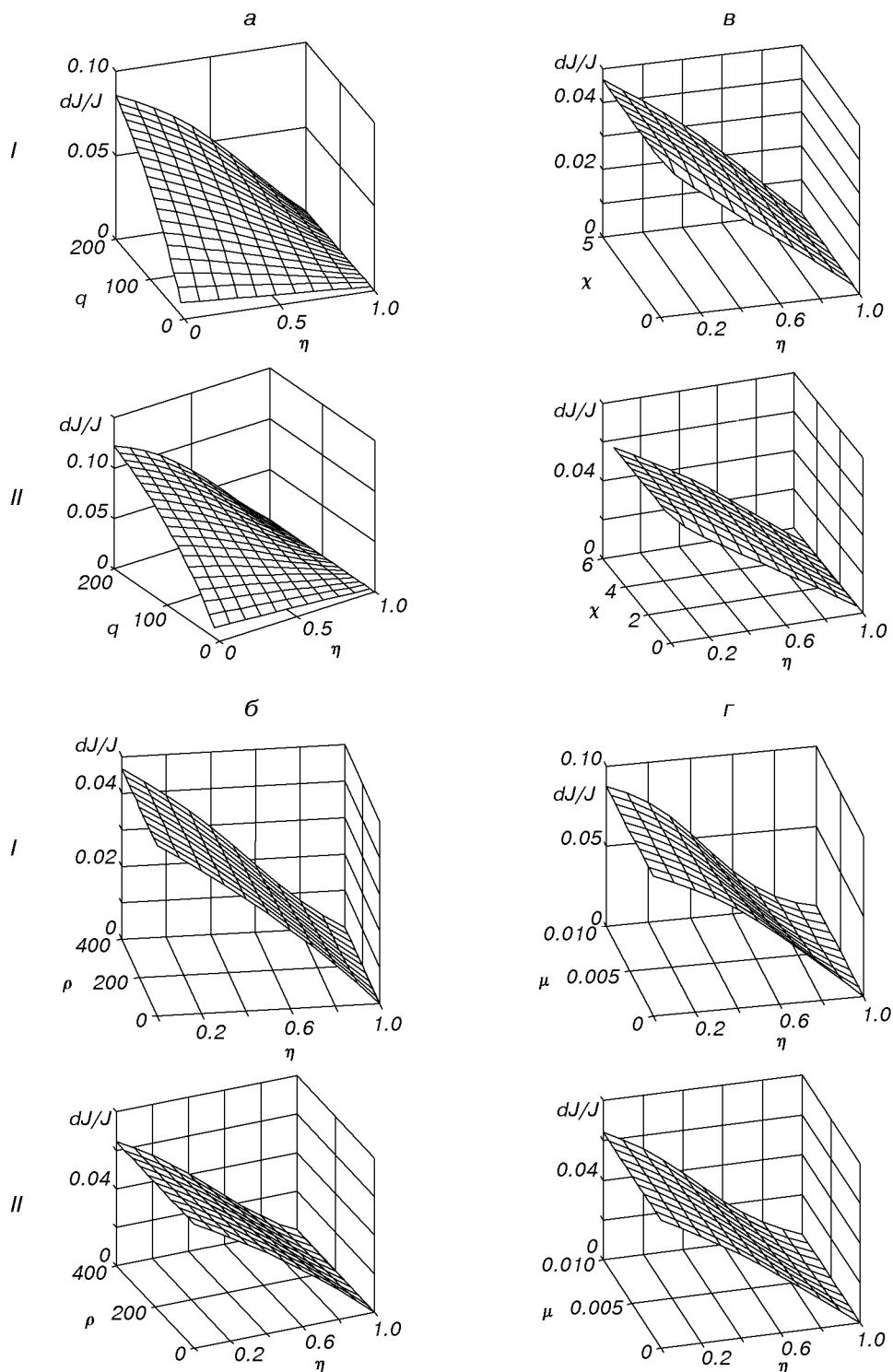


Рис. 4. Относительный выигрыш в величине функционала в случае использования ЖРД (I) и ЯТРД (II) на плоскостях $q — \eta$, $\rho — \eta$, $\chi — \eta$, $\mu — \eta$ (см. *a* — *c*)

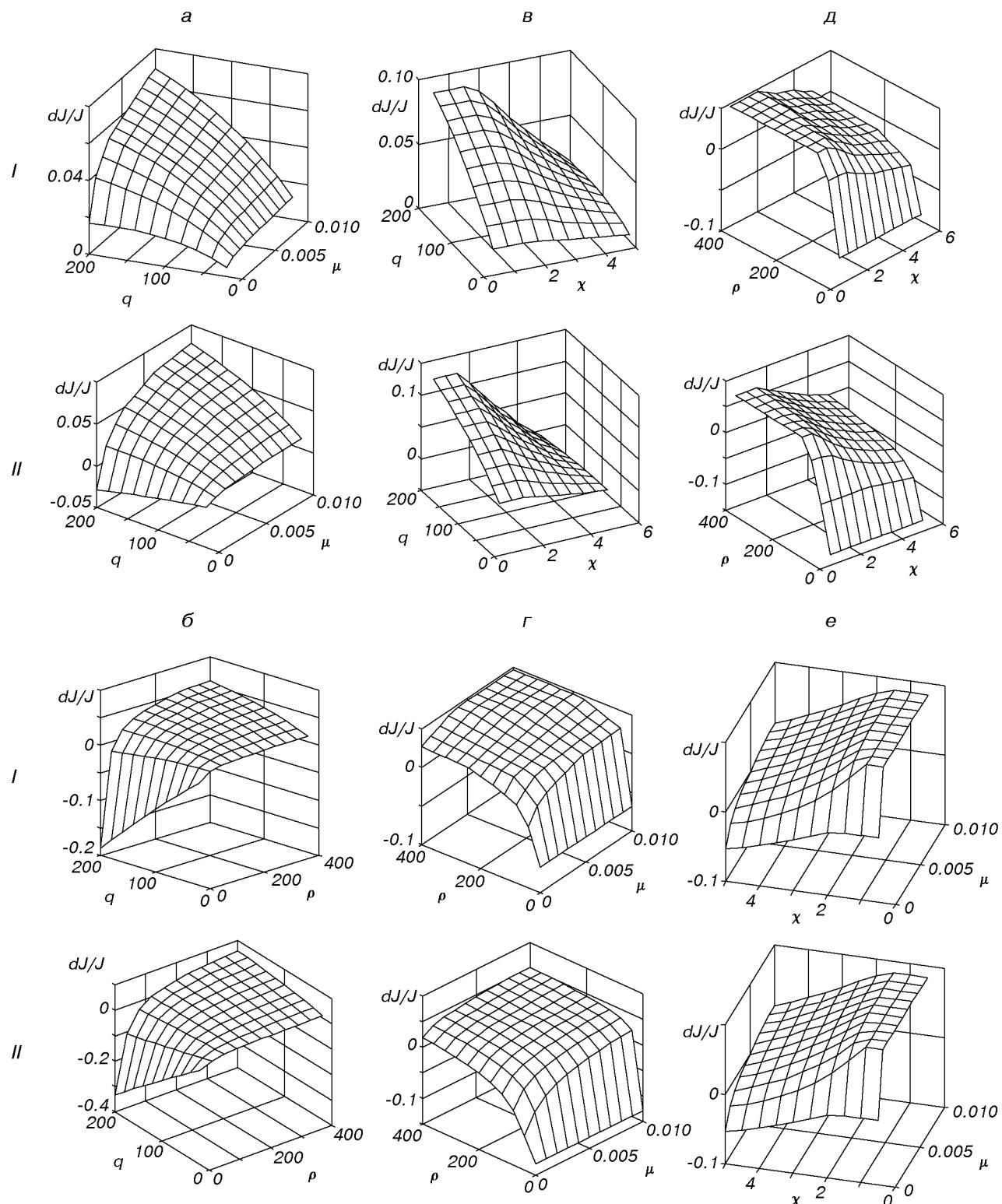


Рис. 5. Сравнительная эффективность режимов активного ($\eta = 0$) и пассивного ($\eta = \eta_{\text{opt}}$) в случае использования ЖРД (I) и ЯТРД (II) на разных плоскостях (*a* — *e*)

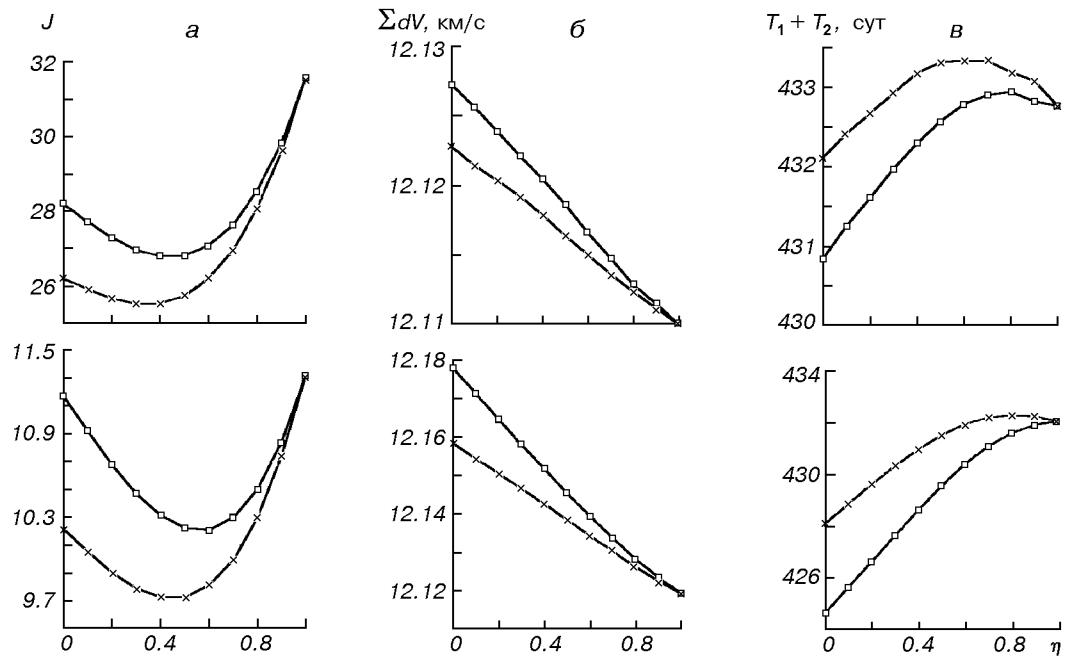


Рис. 6. Зависимости функционала *J*, суммарной величины импульсов тяги ΣdV , суммарной длительности $T_1 + T_2$ перелетов от коэффициента регенерации рабочих веществ СОЖ для оптимальных четырехимпульсных перелетов Земля — Марс при использовании ЖРД (вверху) и ЯТРД (внизу). Квадратики — пассивный сброс массы, крестики — активный

ЗАКЛЮЧЕНИЕ: АКТИВНЫЙ СБРОС ИЛИ БИОРЕГЕНЕРАЦИЯ?

Очевидно, наиболее важный практический вывод, который можно сделать из рис. 3—7, состоит в том, что активный сброс отходов СОЖ за счет энергии реактивной струи ракетных двигателей большой тяги позволяет не откладывать осуществление первых пилотируемых межпланетных экспедиций до разработки биорегенеративных СОЖ. При этом для большинства рассмотренных типов 4-импульсных схем, ускоренный сброс отходов даже при полном отсутствии подсистемы регенерации СОЖ ($\eta = 0$) сравним по эффективности, либо даже эффективнее, нежели режим пассивного сброса при оптимальном значении η .

Справедливость основного вывода подтверждается также результатами параметрического анализа фиксированных схем перелета, приведенными на рис. 4, 5. Действительно, указанная выше эффективность четко выявляется как при сравнении активного и пассивного режимов при одинаковых значениях коэффициента регенерации (рис. 4), так и при сравнении режима активного сброса при $\eta = 0$

с режимом пассивного при $\eta = \eta_{\text{opt}}$ (рис. 5). Так как достоверной информации о перспективных СОЖ КА нет, целью численного анализа было исследование указанной эффективности в предельно возможных диапазонах параметров СОЖ. Поэтому и подтверждение основного вывода, и сохранение основных закономерностей зависимости начальной массы КА от указанных параметров свидетельствует также и об адекватности использованной математической модели СОЖ. Представляются интересными также результаты, приведенные на рис. 6—7 для оптимальных 4-импульсных схем перелета Земля — Марс с возвращением. Проиллюстрированные на рис. 6 зависимости траекторных характеристик оптимальных схем показывают, что применение активного сброса приводит к увеличению общей длительности межпланетных перелетов при уменьшении суммарной величины характеристической скорости импульсов. Эта тенденция справедлива как для случаев использования ЖРД в качестве двигательной установки, так и ЯТРД. Однако эти изменения траекторных характеристик весьма незначительны (около 1 %), поэтому ясно, что выигрыш в уменьшении начальной массы КА при использова-

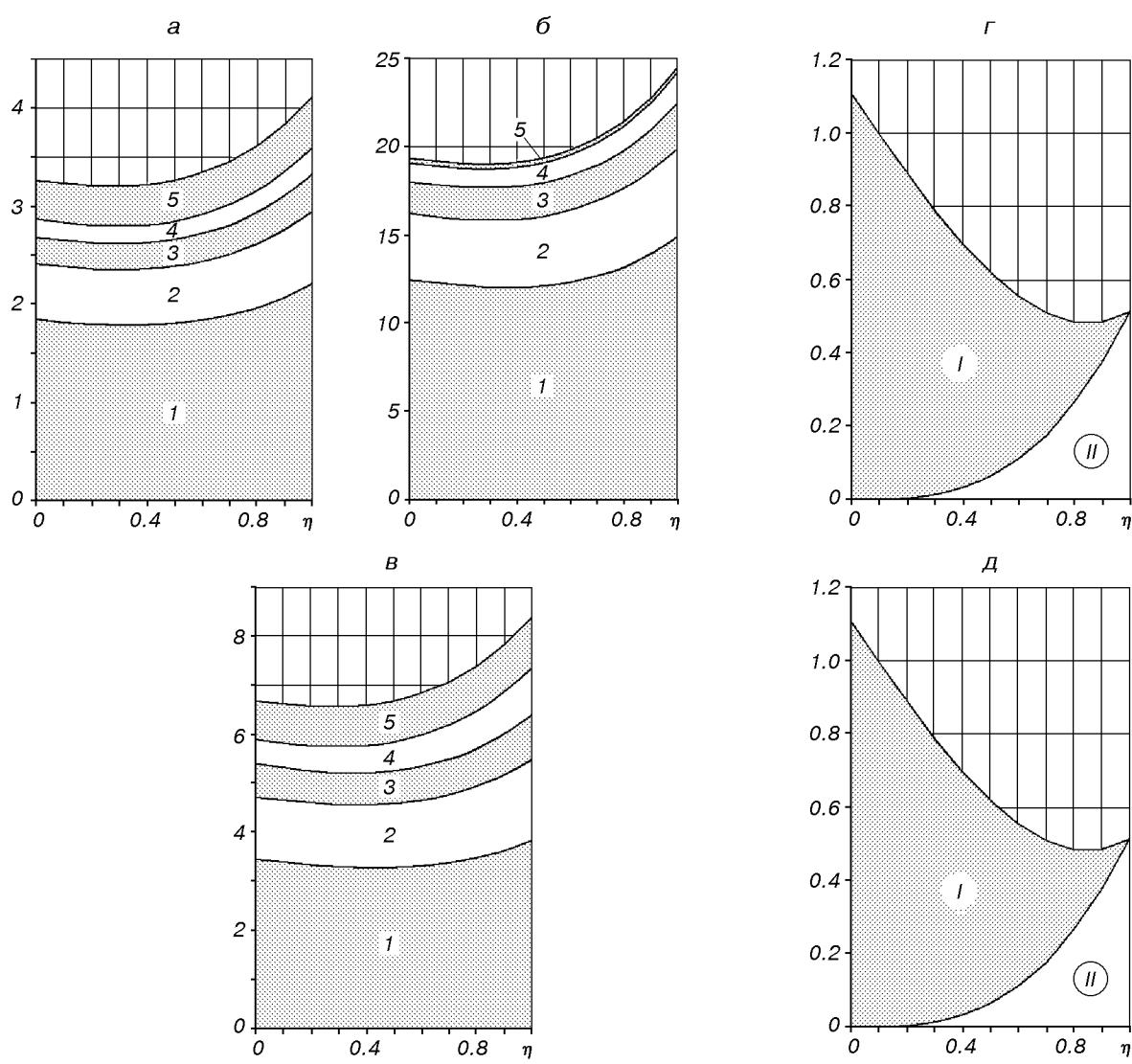


Рис. 7. Выраженные в долях полезной нагрузки зависимости суммарных запасов топлива от коэффициента регенерации для оптимальных 4-импульсных перелетов при использовании ЖРД (вверху) и ЯРД (внизу): а, б, в — запасы *u*-компонента топливной смеси ЖРД, *w*-компонента топливной смеси ЖРД и рабочего тела ЯРД соответственно с учетом массы топливных баков; г и д — суммарные массовые затраты на функционирование СОЖ (I — запас рабочих веществ СОЖ, II — масса СОЖ). Цифры 1—4 — номера импульсов, 5 — топливные баки

ния отходов СОЖ как инертной массы достигается в основном за счет минимизации топливных затрат на выполнение импульсов тяги (см. рис. 7) и что основные закономерности, выявленные с помощью параметрического анализа фиксированных схем перелета, остаются справедливыми и для оптимальных.

Отвечая на вопрос, поставленный в заголовке данного раздела, можно указать на соизмеримость эффективности обоих рассматриваемых подходов.

Прямое сопоставление соответствующих кривых действительно свидетельствует о принципиальной возможности выполнения длительных пилотируемых экспедиций с современными СОЖ. Однако необходимость разработки биорегенеративных СОЖ нового поколения диктуется не только стремлением обеспечить экспедиции к планетам. Они нужны и для обеспечения функционирования постоянно действующих поселений, где бы они не находились, и для снижения затрат на жизнеобесп-

печение экипажей пилотируемых станций на околоземных орbitах. Поэтому ответ должен звучать следующим образом: активный сброс и регенерация! При этом технически легко реализуемый активный сброс представляется эффективной мерой снижения требований к системам регенерации СОЖ, разрабатываемым для пилотируемых космических аппаратов.

1. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания: В 5 т. — М.: Наука, 1972.—Т. 2.—484 с.
2. Алемасов В. Е., Даутов Э. А., Дрегалин А. Ф., Сергиевская М. Л. Пакет прикладных программ САНА для решения задачи номографической аппроксимации при проектных исследованиях рабочих процессов в ДЛА // Авиационная техника.—1988.—№ 1.—С. 8—12.
3. Алемасов В. Е., Дрегалин А. Ф., Тишин А. П. Теория ракетных двигателей. — М.: Машиностроение, 1980.—533 с.
4. Балашов В. В. Исследование оптимальных перелетов к Марсу с возвращением в атмосферу Земли с заданной скоростью // Уч. записки ЦАГИ.—1971.—2, № 1.—С. 82—91.
5. Балашов В. В. Некоторые вопросы использования атмосфер планет для снижения энергетических затрат при осуществлении межпланетных перелетов // Тр. 4 чт., посв. разр. научн. наследия К. Э. Циолковского. — М., 1970.—С. 40—49.
6. Балашов В. В., Ильин В. А., Истомин Н. А. Синтез оптимальных многоимпульсных межпланетных траекторий // Тр. 2 чт. посв. разр. научн. наследия Ф. А. Цандера. — М., 1974.—С. 13—26.
7. Баррер М., Жоммот А., Вебеке Б. Ф., Ванденкерхове Ж. Ракетные двигатели. — М.: Оборонгиз, 1962.—799 с.
8. Белецкий В. В., Егоров В. А. Межпланетные перелеты с двигателями постоянной мощности // Космич. исследования.—1964.—2, № 3.
9. Белецкий В. В., Егоров В. А. Разгон космического аппарата в сфере действия планеты // Космич. исследования.—1964.—2, № 3.
10. Болгарский А. В. Расчет процессов в камере сгорания жидкостных ракетных двигателей. — М.: Наука, 1964.—234 с.
11. Веригто В. В. Системные методы в космической биологии и медицине. — М.: Наука, 1987.—213 с.
12. Воронин Г. И., Паливода А. И. Жизнеобеспечение экипажей космических кораблей. — М.: Машиностроение, 1976.—211 с.
13. Габасов Р., Кириллова Ф. М. Особые оптимальные управление. — М.: Наука, 1973.—156 с.
14. Глушко А. А. Космические системы жизнеобеспечения: Биофизические основы проектирования и испытания. — М.: Машиностроение, 1986.—303 с.
15. Гродзовский Г. Л., Иванов Ю. Н., Токарев В. В. Механика космического полета. Проблемы оптимизации. — М.: Наука, 1975.—704 с.
16. Гродзовский Г. Л., Иванов Ю. Н., Токарев В. В. Механика космического полета с малой тягой // Инж. журн. АН СССР.—1963.—3, № 3, № 4; 1964.—4, № 1, № 2.
17. Гродзовский Г. Л., Иванов Ю. Н., Токарев В. В. О движении тела переменной массы с постоянной затратой мощности в гравитационном поле // Докл. АН СССР.—1961.—137, № 1.
18. Давлетшин Г. З. Активно-гравитационные маневры космических аппаратов. — М.: Машиностроение, 1980.—256 с.
19. Демидова Н. С., Малоземов В. В. Электрохимические системы регенерации космического корабля. — М.: Машиностроение, 1992.—123 с.
20. Злацкий В. Т. К вопросу о построении оптимальных траекторий с участками особого управления // Вычисл. и прикл. математика.—1978.—Вып. 35.—С. 27—34.
21. Иванов В. А., Фалдин Н. В. Теория оптимальных систем автоматического управления. — М.: Наука, 1991.—336 с.
22. Иванов Ю. Н., Оптимальное сочетание двигательных систем // Изв. АН СССР. Механика и машиностроение.—1964.—№ 2.
23. Ильин В. А. Оптимальный переход космического аппарата, тормозящегося в атмосфере планеты, на орбиту искусственного спутника // Инж. журн.—1963.—3, вып. 2.—С. 163—172.
24. Ильин В. А., Кузьмак Г. Е. Оптимальные перелеты космических аппаратов с двигателями большой тяги. — М.: Наука, 1976.—744 с.
25. Киричников С. Н., Бабкова А. Н. Оптимальные импульсные межорбитальные перелеты с аэродинамическими маневрами // Космич. исследования.—1992.—30, вып. 6.—С. 800—809.
26. Кифоренко Б. М., Харитонов А. М. Управление тягой жидкостных ракетных двигателей: моделирование и оптимизация // Пробл. упр. и информ.—1997.—№ 5.—С. 118—130.
27. Кифоренко Б. Н. Об оптимизации параметров тела переменной массы при движении с активным сбросом отходов системы жизнеобеспечения // Космич. исследования.—1975.—13, вып. 2.—С. 201—205.
28. Кифоренко Б. Н. Об оптимальном времени выполнения динамического маневра материальной точкой переменной массы // Космич. исследования.—1972.—10, вып. 5.—С. 673—678.
29. Кифоренко Б. Н. Об оптимизации времени выполнения динамического маневра // Вычисл. и прикл. математика.—1972.—С. 63—70.
30. Кифоренко Б. Н., Даулетов Г. К. Аналитическое исследование оптимального управления составом рабочего тела // Тр. IX научн. чтений памяти С. П. Королева. — М., 1987.—С. 100—109.
31. Коваленко Н. Д., Стрельников Г. А. Управление сверхзвуковыми газовыми потоками в реактивных соплах. — Киев: Наук. думка, 1994.—125 с.
32. Коваленко Н. Д., Стрельников Г. А., Гира Ю. В., Гребенюк Л. З. Газодинамика сверхзвуковых укороченных сопел. — Киев: Наук. думка, 1993.—435 с.
33. Королев С. П. Ракетный полет в стратосфере. — М.: Воениздат, 1934.
34. Лабунский А. В. Исследование орбит с многократным пролетом Земли и Марса // Космич. исследования.—1991.—29, вып. 3.—С. 390—396.
35. Летов А. М. Динамика полета и управление. — М.: Наука, 1969.—359 с.
36. Лойцинский Л. Г. Механика жидкости и газа. — М.: Наука, 1973.—307 с.
37. Лоуден Д. Ф. Оптимальные траектории для космической навигации. — М.: Мир, 1966.—152 с.
38. Моисеенко В. П. Об оптимизации многоступенчатого аппарата // Тр. ЦАГИ.—1971.—Вып. 1295.
39. Новоселов В. С. Аналитическая теория оптимизации в гравитационных полях. — Л.: ЛГУ, 1972.—317 с.
40. Новоселов В. С. Компланарный перелет с учетом внутреннего запаса массы // Вестник ЛГУ.—1967.
41. Новоселов В. С. Оптимальное построение эллиптической орбиты при усложненных граничных условиях // Уч. зап. ЛГУ.—1967.—Вып. 34.—С. 1—5.

42. Оберт Г. Пути осуществления космических полетов: Пер. с нем. — М.: Оборонгиз, 1947.
43. Охочимский Д. Е., Сихуралидзе Ю. Г. Основы механики космического полета. — М.: Наука, 1990.—445 с.
44. Парин В. В., Космолинский Ф. П., Душков Б. А. Космическая биология и медицина. — М.: Просвещение, 1975.—223 с.
45. Перельгин Б. П., Пискарева Н. Б. Оптимизация разгонного блока по весовому заправочному соотношению и закону регулирования компонентов топлива // Тр. XI чтений К. Э. Циолковского. — М., 1978.—С. 68—76.
46. Понтиягин Л. С., Болтянский В. Г., Гамкрелидзе Р. В., Мищенко Е. Ф. Математическая теория оптимальных процессов. — М.: Наука, 1969.—384 с.
47. Пуликан М. Ф. Перспективы разработок ЖРД НМ60 на криогенных компонентах для западноевропейских ракетносителей // Аэрокосмич. механика.—1985.—3, № 7.—С. 131—140.
48. Фаткин Ю. М. Использование инертной массы в двигателе ограниченной скорости истечения // Механика твердого тела.—1967.—№ 3.—С. 164—168.
49. Хоус С. Д., Меугер Д. О. Принцип создания реактивной тяги на основе использования антипротонов и перспективы ее применения для пилотируемой экспедиции на Марс // Аэрокосмич. техн.—1990.—№ 3.—С. 57—64.
50. Цандер Ф. А. Проблемы полета при помощи реактивных аппаратов. Межпланетные путешествия. — М.: Оборонгиз, 1961.
51. Циолковский К. Э. Собрание сочинений. — М.: Изд-во АН СССР, 1954.—Т. 2.—455 с.
52. Черный Г. Г. Течения газа с большой сверхзвуковой скоростью. — М.: Физматгиз, 1959.
53. Шибанов Г. П., Васильев М. А. Оптимизация структуры и режимов функционирования регенеративных систем ОЖ экипажей // ВИНИТИ.—1992.—№ 4.—С. 69—121.
54. Эно-Пельтири Р. Космические полеты (астронавтика): Пер. с франц.—М.: Оборонгиз, 1950.
55. Barta D. J., Henninger D. L. Regeneration Life Support Systems — Why Do We Need Them? // Adv. Space Res.—1994.—14, N 11.—P. 403—410.
56. Bassam N. E., Max G., David K. Perspectives of Biological LSS Foundation // Proc. 4th Eur. Symp. Life Sci. Res. Space. — Paris; Noordwijk, 1990.—P. 445—448.
57. Battin R. H. The Determination of Round-Trip Planetary Reconnaissance Trajectories // J. Aerospace Sci.—1959.—26.—P. 545—567.
58. Beers L. S., Cohen A. D. Mars Capabilities for Electrical, Nuclear and Chemical Propulsion Systems // IAS Paper.—1962.—N 120.
59. Benton C., Clar K. Science, Engineering, and Enabling Technologies Required to Support Mars Exploration // AIAA Pap.—1992.—N 9482.—P. 5.
60. Bilardo V. J. The Physical Chemical Closed-loop Life Support Research Project // AIAA Pap.—1990.—N 3729.—P. 1—14.
61. Binot R. A., Tamponnet C., Lausseur Ch. Biological Life Support for Manned Missions by ESA // Adv. Space Res.—1994.—14, N 11.—P. 71—74.
62. Bowles J. V. Use of Atmospheric Braking During Mars Missions // J. Spacecraft and Rockets.—1990.—N 5.—P. 514—520.
63. Braun R. The Influence of Interplanetary Trajectory Options on a Chemically propelled MMM // J. Astronaut Sci.—1990.—38, N 3.—P. 289—310.
64. Braun R., Blersch D. I. Propulsive Options for a Manned Mars Transportation systems // J. Spacecraft and Rockets.—1991.—N 1.—P. 85—92.
65. Breakwell J. V., Rauch H. E. Asymptotic Matching in Power-Limited Interplanetary Transfers.—Washington: Amer. Astronaut. Soc., 1967.—P. 281—300.
66. Brechignac Fraacois. Toward Bioregenerative Life Support Systems // Proc. 4th Eur. Symp. Life Sci. Res. — Paris: Noordwijk, 1990.—P. 421—429.
67. Byrnes D. V., Hooper H. L. Multi-Conic: a Fast and Accurate Method of Computing Space Flight Trajectories // AIAA Paper.—1970.—N 1062.—P. 1—8.
68. Couch U. T., Auman J. W., Falkey T. C. Advanced Regenerative Life Support for Space Exploration // SAE Techn. Pap. Ser.—1991.—N 911500.—P. 67—77.
69. Dailey C. L., Hieaff J. L., Lobreg R. U. Nuclear Propulsion for Mars Exploration—Electric Versus Thermal // AIAA Pap.—1992.—N 3871.—P. 1—11.
70. Doll J. R. Earth-Orbit Masses for Five-Impulse Mars Stopover Missions in 1980 // J. Spacecraft and Rockets.—1968.—5, N 5.—P. 82—88.
71. Doll J. R., Gobetz F. W. Three-Impulse Interplanetary Rendezvous Trajectories // Proc. Southeastern Symp. on Missiles and Aerospace Vehicle Sci. of AAS.—1966.—7.—P. 55—1—55—14.
72. Eckenwiler M. Closed Form Lagrangian Multipliers for Coast Periods of Optimum Trajectories // AIAA J.—1965.—3, N 6.—P. 1149—1151.
73. Edelbaum T. N. The Use of High- and Low-Thrust Propulsion in Combination for Space Missions // J. Astronaut. Sci.—1962.—N 9.—P. 58—59.
74. Emrich W. Nuclear State Configuration Studies for Mars Missions // AIAA Pap.—1990.—N 3788.—P. 1—7.
75. Emrich W., Young A. Nuclear Propulsion System Options for Mars Missions // AIAA Pap.—1992.—N 1496.—P. 1—6.
76. Gobets F. W., Doll J. R. A Survey of Impulsive Trajectories // AIAA J.—1969.—7, N 5.—P. 49—56.
77. Gobetz F. W., Doll J. R. How to Open the Heliocentric Launch Window for Earth—Mars Orbiter Missions // J. Spacecraft and Rockets.—1969.—6, N 4.—P. 353—360.
78. Gravier J. P., Marchal C., Culp R. D. Optimal Impulsive Transfers Between Real Planetary Orbits // J. Optimiz. Theory and Appl.—1975.—15, N 5.—P. 557—604.
79. Gravier J. P., Marchal C., Culp R. D. Optimal Trajectories Between Earth and Mars in Their True Planetary Orbits // J. Optimiz. Theory and Appl.—1972.—9, N 2.—P. 120—136.
80. Hartwell J. G. A Solution of the Boundary Value Problem for Space Trajectories // Navigation.—1965.—12, N 3.—P. 256—268.
81. Hazelrigg G. A., Lion P. M. Analytical Determination of the Adjoint Vector for Optimum Space Trajectories // AIAA Paper.—1969.—N 916.—P. 1—14.
82. Hohmann W. Die Erreichbarkeit der Himmelskörper. — Oldenbourg: R. Munchen, 1925.
83. Hollister W. M. Mars Transfer Via Venus // AIAA Pap.—1964.—N 64—647.
84. Horsewood J. L. Interplanetary Trajectory Analysis for Combined High- and Low-Thrust Propulsion Systems // Proc. Space Flight Specialist Symp., Denver, Col., 1966. — Washington: Amer. Astron. Soc., 1967.—P. 457—576.
85. Huttenbach R. C., Radford James D. H. Life Support — Future Trends and Developments // SAE Tech. Pap. Ser.—1989.—N 891549.—P. 1—16.
86. Irving J. H. Low Thrust Flight: Variable Exhaust Velocity in Gravitational Fields // Space Techn.—1959.—N 10.
87. Jezewski D. J., Rozendaal H. L. An Efficient Method for Calculating Optimal Free-Space N-Impulse Trajectories // AIAA J.—1968.—6, N 11.—P. 2160—2165.
88. Lawden D. F. Optimal Intermediate-Thrust Rockets in a Gravitational Field // Astronautica Acta.—1962.—8.—P. 106—123.
89. Lawden D. F. Necessary Conditions for Optimal Rocket Trajec-

- tories // J. Mech. and Appl. Math.—1959.—12, N 4.—P. 476—478.
90. Lion P. M., Handelsman M. The Primer Vector on Fixed-Time Impulsive Trajectories // AIAA J.—1968.—16, N 1.—P. 127—132.
 91. MacElroy R. D., Wydeven T. Bio-regenerative Life Support // Proc. 34th AAS Int. Conf.—San Diego., 1989.—P. 239—252.
 92. Mackay J. S. Manned Mars Landing Missions Using Electric Propulsion // Spacecraft.—1970.—12, N 1.—P. 117—122.
 93. McAdaws J. V., Niehoff J. C. Round Trip Trajectory Options for Human Exploration of Mars // Proc. AAS/NASA Int. Symp.—1989.—P. 24—27.
 94. McKay C. The Case for Human Exploration of Mars // AIAA Guid., New and Countr. Conf., Portland, Ougan, Collect, Techn. Pap., Pt. 1. — Washington, 1990.—8 p.
 95. Melbourne V. G., Sauer C. G. Optimum Earth—Mars Roundtrip Trajectories Utilizing a Low-Thrust Power-Limited Propulsion System // Adv. in Astronaut. Sci.—1963.—13.
 96. Novara M., Cullingford H. S. Bio-isolation Analysys of Plants and Humans in a Piloted Mars Sprint // SAE Techn. Pap. Ser.—1988.—N 881051.—P. 1—11.
 97. Petraitis J. J. Correction Factor for Initial Acceleration Effects on Impulsive Mission Requirements // ARS Journal.—1962.—32, N 6.—P. 957—959.
 98. Powell F. T., Sedej M., Lin Chin. Environmental Control and Life Support System Requirements and Technology Needs for Manned Space Missions // SAE Techn. Pap. Ser.—1987.—N 871433.—P. 1—13.
 99. Regsac R. V. Two-Vehicle Mars Stopover with Rendezvous // J. Spacecraft and Rockets.—1966.—3, N 6.—P. 572—586.
 100. Robbins H. M. Optimal rocket trajectories with subars of intermidiate thrust. // Proc. XVIII Internat. Astron. Congr., 1966. — Paris, 1967.—P. 103—110.
 101. Rummel J. D. Long Term Life Support for Space Exploration // SAE Tech. Pap. Ser.—1990.—N 901277.—P. 67—73.
 102. Seshan P. K., Ferrall J. F., Rohatgi N. K. Human Life Support During Interplanetary Travel and Domicile // SAE Techn. Pap. Ser.—1991.—N 911323.—P. 1—18.
 103. Slavin T., Meyer P., Reysa R. Life Support System Definition Study for Long Duration Planetary Missions // SAS Techn. Pap. Ser.—1989.—N 891505.—P. 1—12.
 104. Sohn R. L. Manned Mars Trips Using Flyby Modes // J. Spacecraft and Rockets.—1966.—3, N 2.
 105. Sohn R. L. Venus Swingby Mode for Manned Mars Mission // J. Spacecraft and Rockets.—1964.—1, N 5.
 106. Spuriack P., Spuriak J. M., Evanich P. L. Process Control Integration Requirements for Advanced Life Support Systems Applicable to Manned Space Missions // SAE Tech. Pap. Ser.—1991.—N 911357.—P. 1—9.
 107. Stiepe S. A., Braun R. Effect of Venus Swingby Periapsis Burn During an Earth—Mars Trajectory // J. Astronaut Sci.—1991.—39, N 3.—P. 299—312.
 108. Titus R. R. Powered Flybys of Mars // Astron. Acta.—1965.—11, N 5.—P. 294—308.
 109. Walberg G. D. How Shall We Go to Mars? A Review of Mission Scenarios // J. Spacecraft and Rockets.—1993.—30, N 2.—P. 129—139.
 110. Wang K. Estimate of Effect of Large Thrust on Hohmann-Type Transfers // ARS Journal.—1962.—32, N 4.—P. 642—645.
 111. Werciowski P. F., Nishioka K. A Preliminary Analysis of Advanced LSS for MMM // AIAA Pap.—1990.—N 3.—P. 1—10.
 112. Williams S. N., Longuski J. M. Low Energy Trajectories to Mars Via Gravity Assist from Venus to Earth // J. Spacecraft and Rockets.—1991.—28, N 4.—P. 486—488.
 113. Zubrin R. Nuclear Thermal Rockets Using Indigenous Martian Propellants // AIAA Pap.—1989.—N 31.—Ref. N 2768.

PROBLEMS IN THE OPTIMIZATION OF MANNED INTERPLANETARY EXPEDITIONS

B. N. Kiforenko and I. Yu. Vasil'ev

Within the scope of the unified variation problem we diskuss the optimization of parameters, choosing flight trajectories and optimal flight control as well as control of life support systems in spacecraft in manned interplanetary expeditions. We examine the efficiency of ejecting the life support systems waste by jets from high-thrust rocket engines as compared to partial waste regeneration. We confirm the possibility of manned expeditions to Mars before efficient life support systems based on biological regeneration are developed.

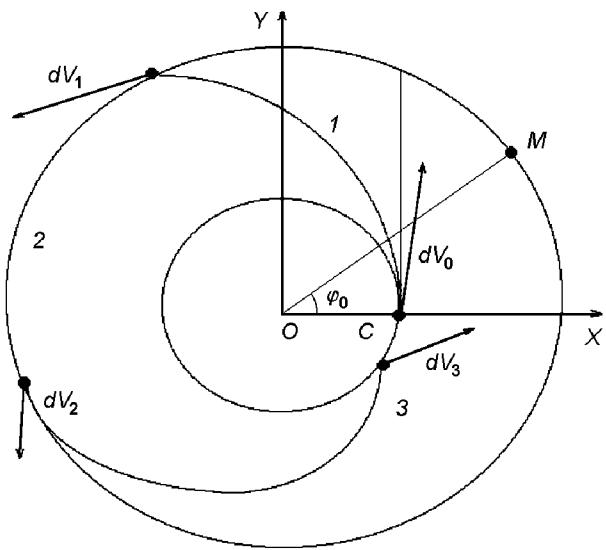


Рис. 2. Примерная схема четырехимпульсного перелета Земля — Марс с возвращением

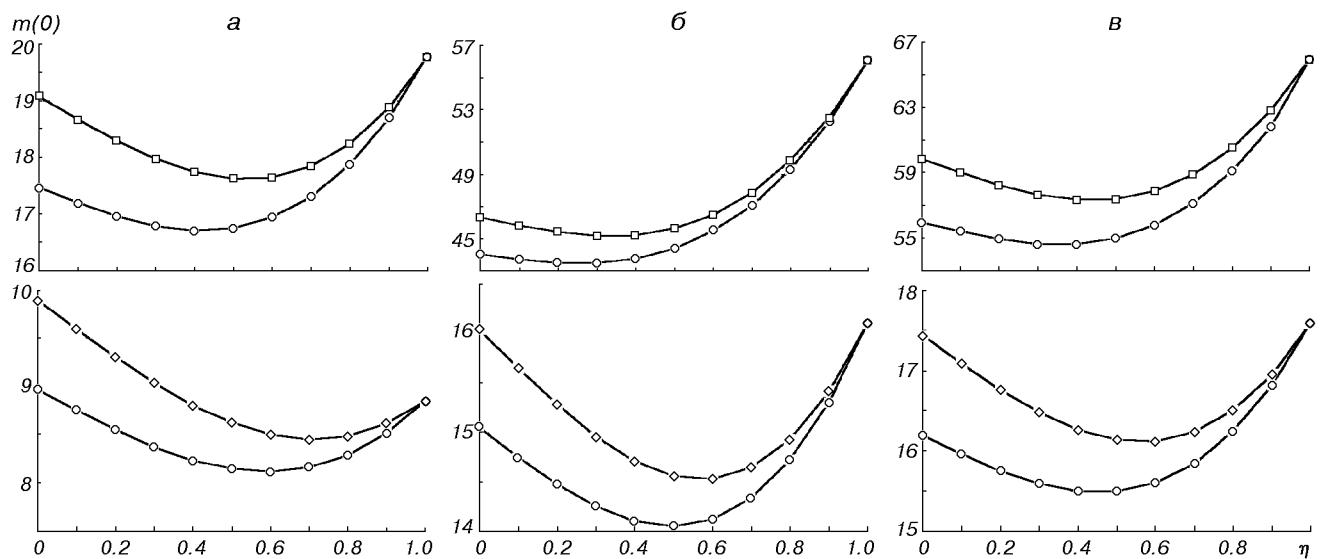


Рис. 3. Зависимость минимизируемого функционала от коэффициента регенерации рабочих веществ СОЖ при использовании химического (вверху) и ядерного теплового (внизу) ЖРД для перелетов типа: а — «conjunction», б — «fast-transfer», в — «opposition». Квадратики — пассивный сброс инертной массы, кружки — активный

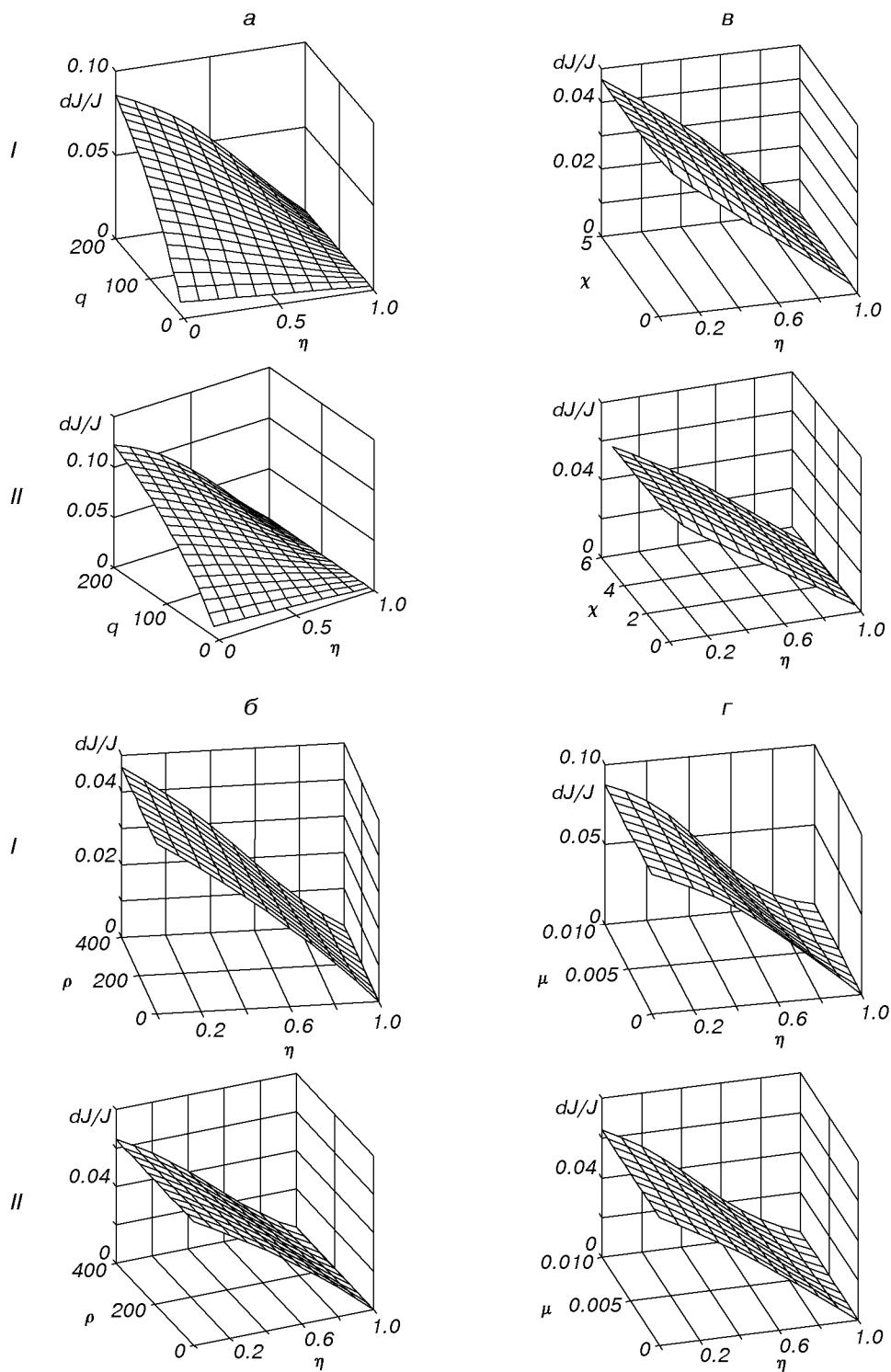


Рис. 4. Относительный выигрыш в величине функционала в случае использования ЖРД (I) и ЯТРД (II) на плоскостях $q — \eta$, $\rho — \eta$, $\chi — \eta$, $\mu — \eta$ (см. *a* — *c*)

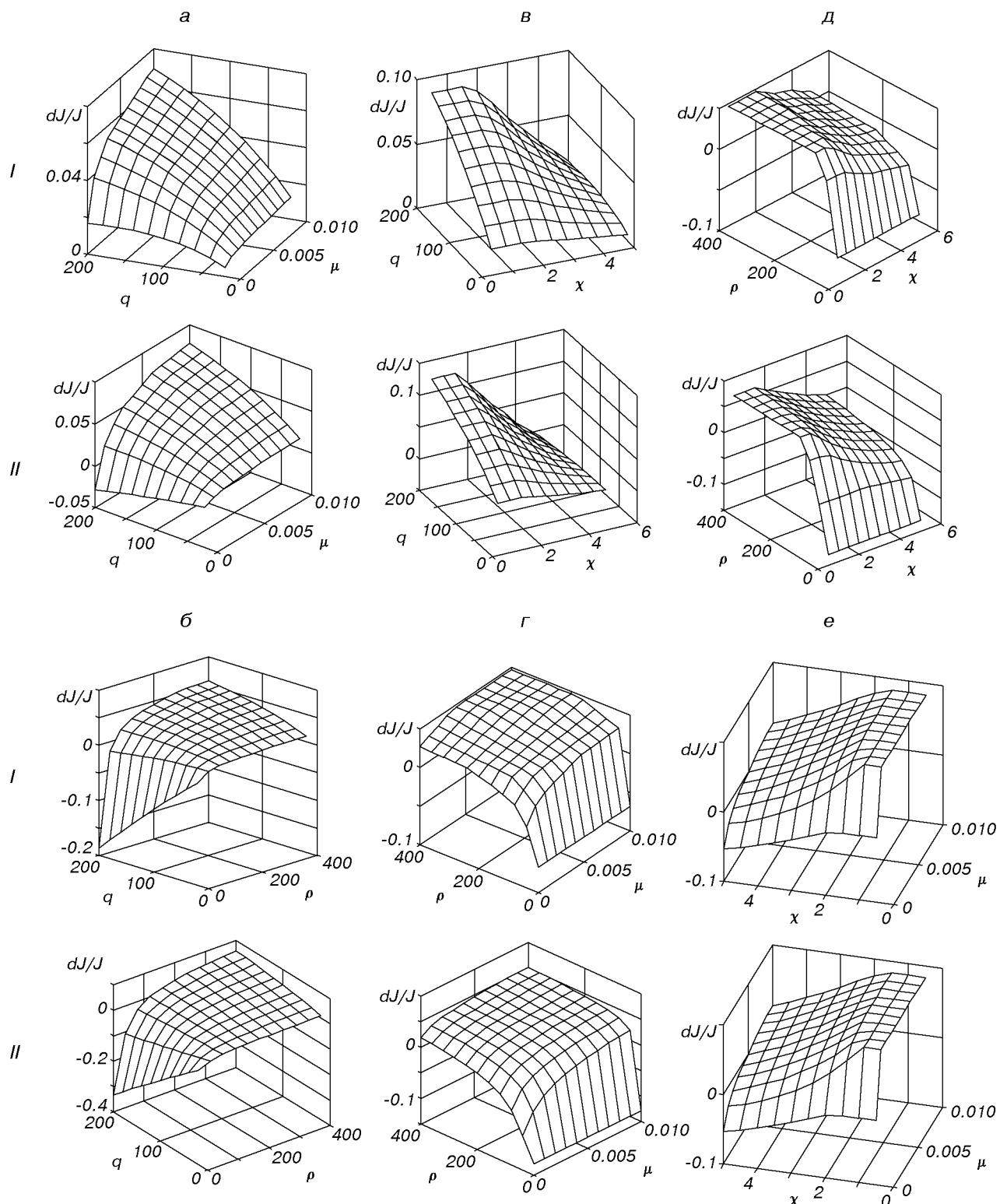


Рис. 5. Сравнительная эффективность режимов активного ($\eta = 0$) и пассивного ($\eta = \eta_{\text{opt}}$) в случае использования ЖРД (I) и ЯТРД (II) на разных плоскостях (*a* — *e*)

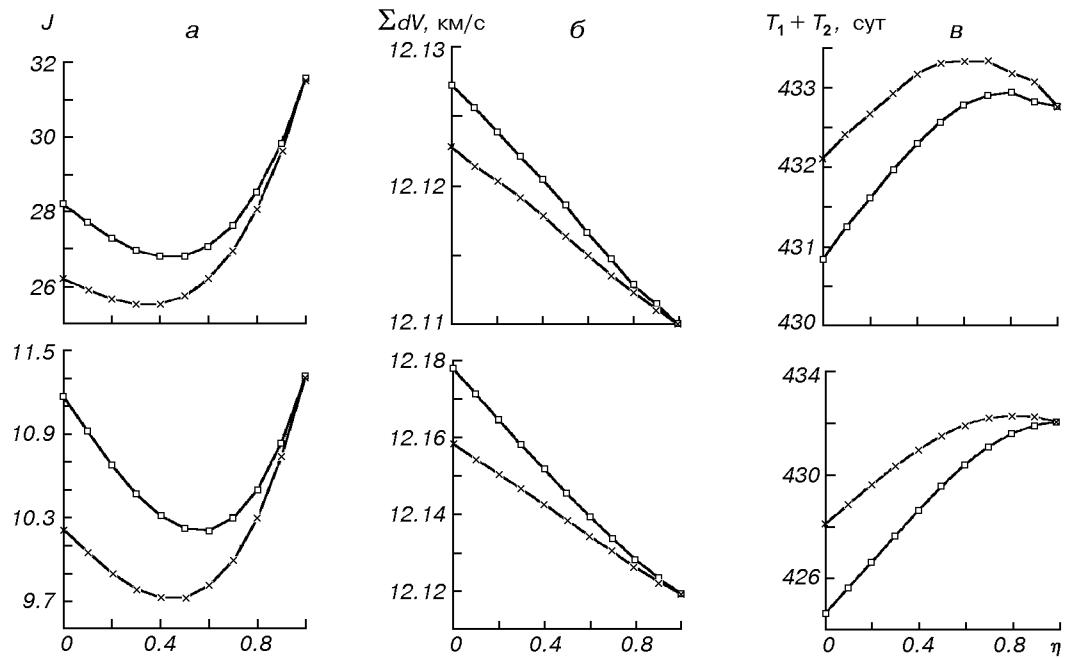


Рис. 6. Зависимости функционала J , суммарной величины импульсов тяги ΣdV , суммарной длительности $T_1 + T_2$ перелетов от коэффициента регенерации рабочих веществ СОЖ для оптимальных четырехимпульсных перелетов Земля — Марс при использовании ЖРД (вверху) и ЯТРД (внизу). Квадратики — пассивный сброс массы, крестики — активный

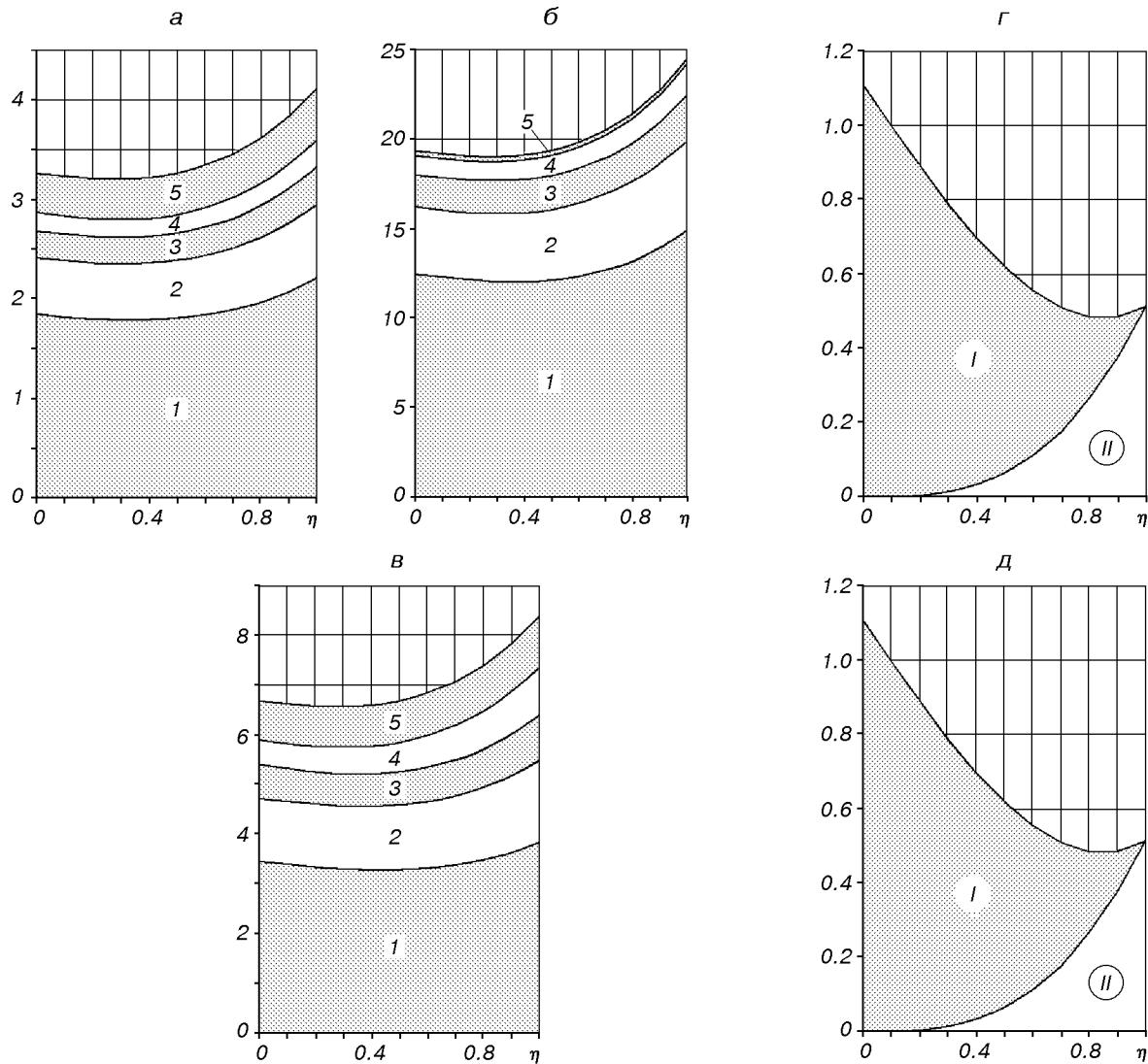


Рис. 7. Выраженные в долях полезной нагрузки зависимости суммарных запасов топлива от коэффициента регенерации для оптимальных 4-импульсных перелетов при использовании ЖРД (вверху) и ЯРД (внизу): *a*, *б*, *в* — запасы w -компоненты топливной смеси ЖРД, w -компонента топливной смеси ЖРД и рабочего тела ЯРД соответственно с учетом массы топливных баков; *д* и *е* — суммарные массовые затраты на функционирование СОЖ (I — запас рабочих веществ СОЖ, II — масса СОЖ). Цифры I—4 — номера импульсов, 5 — топливные баки

УДК 528.2.5;523.3/4

Топографічні поверхні і гравітаційні поля Землі, Місяця і планет земної групи

К. К. Каменський, В. С. Кислюк, Я. С. Яцків

Головна астрономічна обсерваторія НАН України, Київ

Надійшла до редакції 08.11.00

Обговорюються деякі аспекти методології планетодинаміки. Розглянуто системи координат, що застосовуються в планетній динаміці, наведена класифікація фігур планет. Наведені значення параметрів топографічних і гравітаційних фігур Землі, Місяця і планет земної групи, розглянуто деякі особливості геометричних і динамічних характеристик цих небесних тіл.

ВСТУП

Бурхливе накопичення інформації про Землю, її природний супутник Місяць та інші тіла Сонячної системи, отримуваної за допомогою космічних технічних засобів, поставило на якісно новий рівень дослідження з проблеми походження і еволюції Землі та Сонячної системи в цілому, привело до формування нових напрямків у науці — планетодезії, порівняльної планетології, гео- і планетодинаміки.

Планетодинаміка займається вивченням просторово-часових змін характеристик поверхні і гравітаційного поля планет в їхньому зв'язку з внутрішньою будовою та іншими фізичними умовами і процесами, які призводять до цих змін. Методологія і основні поняття цієї галузі науки ще недостатньо розроблені, а запропоновані різноманітні визначення геометричних і динамічних характеристик планет часто суперечливі. Тому класифікація та порівняльний аналіз наявної інформації про характеристики планет є актуальним завданням.

Статтю підготовлено за матеріалами нашого препринту (К. К. Каменський, В. С. Кислюк, Я. С. Яцків. Геометрические и динамические характеристики Земли, Луны и планет земной групп-

ы. I. Топографические поверхности и гравитационные поля. — Киев, 1988.—21 с.—(Препринт / АН УССР. Ин-т теор. физики; ИТФ-88-86Р). Вона відображає стан проблеми, зокрема побудови моделей поверхонь та гравітаційних полів Землі, Місяця та планет земної групи, кінця 1980-х рр. Тут ми обмежуємося розглядом цих об'єктів Сонячної системи, оскільки поки що лише для них є найповніша інформація стосовно їх геометричних, динамічних і фізичних характеристик. Автори не претендують на детальний аналіз предмету досліджень з динаміки і фізики планет, який міститься в численних оглядах і монографіях [1, 5, 6, 9, 12, 21, 22], але мають на меті підготувати до друку перелік більш сучасних значень геометричних та динамічних параметрів тіл Сонячної системи.

ОСНОВНІ ПОНЯТТЯ І ВИЗНАЧЕННЯ

СИСТЕМИ КООРДИНАТ, ЯКІ ЗАСТОСОВУЮТЬСЯ В ПЛАНЕТОДИНАМІЦІ

Для вивчення поступально-обертового руху планет, просторово-часових змін їх поверхонь, а також прив'язки результатів астрономічних і космічних

спостережень необхідно мати дві основні системи відліку: інерціальну (квазіінерціальну) і систему відліку, зв'язану так чи інакше з досліджуваним небесним тілом. Задання і практична реалізація цих систем відліку є найважливішим завданням астрономії і геодезії, яке традиційно вирішується методом послідовних наближень в міру накопичення спостережного матеріалу і наших знань про рух і будову небесних тіл. Центральне місце при вирішенні цього завдання займає вибір «опорних об'єктів», які служать для задання напрямків осей і початків відліку координат.

Відомі різні реалізації першої основної системи відліку: зоряна, радіоастрономічна та ін. [14]. З 1 січня 1998 р. це ISRS (International Celestial Reference System), яка задається радіоінтерферометричними положеннями 608 позагалактичних радіоджерел. Першою практичною реалізацією цієї системи став каталог HIPPARCOS.

За другу основну систему відліку приймаються різні реалізації планетоцентричних систем координат в залежності від ступеня вивченості даної планети. Наприклад, земна система відліку BTS (1986) реалізується геоцентричними положеннями і рухами вибраної кількості станцій, визначених Міжнародним бюро часу в 1986 р. за вимірами відстаней до ШСЗ і Місяця, а також радіоінтерферометричними спостереженнями радіоджерел [20]. За визначенням ця система задається таким чином, щоб не було обертання її осей і зміщення початку координат відносно середньої зовнішньої поверхні Землі. Для інших, менш вивчених планет, напрямки їхніх осей координат визначаються шляхом задання положення нульового меридіана і північного полюса по відношенню до вибраних точок чи напрямків на планеті (див. табл. 1).

Таблиця 1. Основні напрямки планетоцентричних координат

Планета	Нульовий меридіан	Північний полюс (J2000.0)	
		α_0	δ_0
Меркурій	кратер Хун Кал ($\varphi = 20^\circ$)	281.01°	61.45°
Венера	кратер Сва (область Альфа, $\varphi = -32^\circ$)	272.69°	67.17°
Земля	середня обсерваторія в системі BTS (близька до Гринвіча)	полюс системи BTS (блізький до СІО)	
Місяць	середній напрямок на Землю	полюс Кассіні ($J = 1.542^\circ$)	
Марс	кратер Epi-O ($\varphi = -5.142^\circ$)	317.68°	52.89°

Примітка. СІО — умовний міжнародний початок

Таблиця 2. Параметри нульових поверхонь для відліку висот*

Планета	Екваторіальний (або середній) радіус (a_e), км	Стиснення
Меркурій	2439	0
Венера	6051	0
Земля	6378.140 6378.137**	0.00335281 0.00335274**
Місяць	1738	0
Марс	3393.4	0.0051865

Примітки:

* — рекомендовані робочою групою МАС/МАГ/КОСПАР [22];

** — згідно з Геодезичною референц-системою GRS-80 [27]

Крім планетоцентричних систем координат, для розв'язання окремих задач планетодезії і планетодинаміки зручно користуватись планетодезичними і планетографічними системами координат. Положення екваторів в цих системах визначаються по відношенню до напрямків нормалей до рівневого еліпсоїда і прямовисної лінії відповідно.

Існують різні можливості вибору «нульової поверхні» для відліку топографічних висот на планетах. Найчастіше за нульову поверхню приймають двовісні еліпсоїди (для тіл з швидким обертанням) і сфери середнього радіуса (для тіл з повільним обертанням). Параметри цих поверхонь наведені в табл. 2. Замість середнього радіуса поверхні іноді користуються медіанним радіусом (ділити поверхню планети навпіл за площею) чи модальним радіусом (радіус, на який припадає найбільша площа згідно з гіпсометричною кривою).

ПРО КЛАСИФІКАЦІЮ ФІГУР ПЛАНЕТ

Будемо розрізняти два основних класи фігур: природні фігури, які задаються дійсними величинами висот поверхні планети, значеннями потенціалу її сили тяжіння, потенціалу притягання та ін., і модельні фігури, побудовані по *a priori* заданих характеристиках поверхні, значеннях потенціалу сили тяжіння тощо. Для описання планет використовуються різні фігури і поверхні: топографічні, рівневі, динамічні, гідростатичні та ін. В основу цієї класифікації покладені фізичні принципи визначення тієї чи іншої фігури планети. Вони зведені в табл. 3. Крім зазначених в табл. 3, широко застосовуються: динамічна фігура (задається моментами інерції планети) і гідростатична фігура (при дотриманні умови гідростатичної рівноваги).

Модельні фігури і поверхні планет в свою чергу

Таблиця 3. Класифікація фігур і поверхонь планет (за фізичним принципом)

Топографічні	Рівні	Комбіновані*
Гіпсометрична	Потенціалу сили тяжіння і його похідних	Псевдорівневі
Еквівалентна (для Землі)	Потенціалу притягання і його похідних	Псевдо-топографічні
Твердої поверхні (для Землі)		

* Комбінованими будемо називати теоретично побудовані фігури за даними топографічними, гравітаційними характеристиками, а також за даними про густину планет

можуть бути розділені на підкласи в залежності від ступеня узагальнення:

— Глобальні, які відносяться до всієї планети чи більшої її частини (з характерними розмірами понад 90°). Описуються сферичними гармоніками до 2 порядку $n \leq 2$.

— Регіональні, які відносяться до окремих континентів і океанів, що охоплюють площини з характерними розмірами від 10° до 90° . Описуються сферичними гармоніками $2 \leq n \leq 16$.

— Локальні, які охоплюють площини з розмірами менше 10° . Описуються сферичними гармоніками $n > 16$ або спеціальними функціями.

Глобальними фігурами планет обирають: сферу, сфероїд, тривісний еліпсоїд, кардіоїд та ін. Параметри фігур визначають за результатами вимірювань або за даними теоретичного моделювання.

ДЕЯКІ ВИЗНАЧЕННЯ І ПОЗНАЧЕННЯ

Для аналізу особливостей гравітаційного поля планети прийнято розділяти його на нормальну і аномальну частини. В залежності від поставлених задач нормальним вважають поле однорідного еліпсоїда, гідростатично рівноважної фігури та ін. При цьому аномальний потенціал, як правило, записується у вигляді

$$\Delta U(r, \varphi, \lambda) = \frac{GM}{r} \left[\sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left(\frac{R}{r} \right)^n \left(\bar{C}_{nm} \cos m\lambda + \bar{S}_{nm} \sin m\lambda \right) \bar{P}_{nm}(\sin \varphi) \right] + \frac{1}{2} (\omega R \cos \varphi)^2, \quad (1)$$

де r, φ, λ — геоцентричні координати точки на поверхні планети, GM — планетоцентрична стала, R, ω — середній радіус та кутова швидкість обертання планети відповідно, $\bar{C}_{nm}, \bar{S}_{nm}$ — нормовані

стоксові сталі, \bar{P}_{nm} — нормовані приєднані функції Лежандра.

У виразі (1) пропущені гармонічні члени з $n < 2$, бо гармоніка $n = 0$ визначає планетоцентричну гравітаційну силу, а гармоніки з $n = 1$ задають положення центра мас відносно початку відліку координат (у випадку планетоцентричної системи координат вони збігаються, тому $C_{10} = C_{11} = S_{11} = 0$).

Першим наближенням фігури рідкої планети слугує фігура, яка встановлюється при припущені гідростатичної рівноваги сил притягання і доцентрової сили. Рівнева поверхня потенціалу сили тяжіння, яка є сумою потенціалів притягання і відцентрової сили, називається планетоїдом (геоїдом, селеноїдом та ін.). Відцентровий потенціал (другий член у виразі (1)) записується у вигляді

$$\frac{1}{2} (\omega R \cos \varphi)^2 = \frac{R^4 q}{3a_e^3} [1 - P_{20}(\sin \varphi)], \quad (2)$$

де $P_{20}(\sin \varphi) = 3/2 \sin^2 \varphi - 1$, a_e — екваторіальний радіус планети, $q = a_e^3 \omega^2 / GM$ — малий параметр теорії фігури планети.

Крім того, введемо такі додаткові позначення основних характеристик гравітаційної і топографічної фігур планет: W — значення потенціалу сили тяжіння, a_e і α — екваторіальний радіус і стиснення тривісного еліпсоїда, a і λ_a — значення найбільшої півосі тривісного еліпсоїда та її довготи; φ_c і λ_c — широта і довгота напрямку найменшої півосі тривісного еліпсоїда, α_e і α_p — екваторіальне і полярне стиснення тривісного еліпсоїда, x_0, y_0, z_0 — координати зміщення центра фігури відносно центра мас, h — висота точки поверхні, ξ, η — відхилення виска у меридіані і першому вертикальному відповідно; Δg — аномалії у вільному повітрі.

Деякі характеристики гравітаційної і топографічної фігур планет земної групи і Місяця наведені в табл. 4—7. Надрядковими індексами w, v, t тут позначені величини, які відносяться відповідно до фігур потенціалу сили тяжіння, потенціалу притягання і топографічної фігури планети. Дані таблиць отримані з використанням гравітаційних полів і топографії Землі [30, 31], Місяця [3, 18, 24], Марса [15, 17], Венери [19, 28] і Меркурія [32]. Табл. 4 розрахована за наближеною методикою [8] в комбінації з методикою [6].

Наведені в табл. 4—6 оцінки отримані за матеріалами спостережень, які значною мірою відрізняються обсягом, якістю та інформативністю для різних планет. Тим не менше їхній порівняльний аналіз дозволяє зробити ряд планетодинамічних висновків.

Таблиця 4. Характеристики фігур потенціалу сили тяжіння

Планета	$GM, 10^9 \text{ м}^3/\text{s}^2$	$q, 10^{-6}$	$w, \text{ м}^2/\text{s}^2$	$R^w, \text{ м}$	$a_e^w, \text{ м}$	$a^w, \text{ м}$	$1/\alpha^w$	$1/\alpha_p^w$	$1/\alpha_e^w$	$\lambda_a^w, \text{ град}$
Меркурій*	22032.09	1.01283	9033950	2438999	2439074	2439147	11049	8333	16700	0 E
Венера	324858.15	0.0610887	53682714	6051448	6051462	6051473	145606	113114	253445	353.9 E
Земля	398600.448	3461.181	62636894	6363668.4	6378137.2	6378172.1	298.257	297.776	91870.88	345.0841 E
Місяць	4902.799	7.588976	2821645	1737570	1737758	1737874	3253.12	2672.26	7486.40	0.0258 E
Марс	42828.44	4597.553	12653733	3384648	3395847	3396490	191.310	184.306	2638.344	104.9 W

* Для Меркурія відомі лише коефіцієнти C_{20} і C_{22}

Таблиця 5. Характеристики фігур потенціалу притягання

Планета	$a_e^v, \text{ м}$	$1/\alpha^v$	$a^v, \text{ м}$	$1/\alpha_p^v$	$1/\alpha_e^v$	$\lambda_a^v, \text{ град}$	$\varphi_c^v, \text{ град}$	$\lambda_c^v, \text{ град}$
Меркурій	2439073	11110	2439150	8334	16667	0 E	90 N	0 E
Венера	6051562	146254	6051473	113505	253448	353.9 E	87.2 N	56.6 E
Земля	6377311	653.431	6377861	617.800	91786.365	345.0737 E	89.9978 N	70.97887 E
Місяць	1737756	3293.8	1737872	2699.7	7486.4	0.02585 E	89.9861 N	1.0274 E
Марс	3393242	340.492	3393884	319.571	2639.842	104.91 W	90.00 N	0 E

Таблиця 6. Характеристики топографічних фігур

Планета	$R^t, \text{ м}$	$x_0^t, \text{ м}$	$y_0^t, \text{ м}$	$z_0^t, \text{ м}$	$a_e^t, \text{ м}$	$1/\alpha^t$	$a^t, \text{ м}$	$1/\alpha_p^t$	$1/\alpha_e^t$	$\lambda_a^t, \text{ град}$	$\varphi_c^t, \text{ град}$	$\lambda_c^t, \text{ град}$
Венера	6051448	288.7	-173.4	-33.2	6051636	9845.9	6051780	7986.26	21145.10	276.72 E	60.24 N	345.11 E
Земля*	6369586	-707.61	-459.54	-826.36	6376356	314.475	6376915	305.713	5697.400	273.4463 E	88.3667 N	48.0084 E
Місяць**	1737540	-1880	-440	-840	1738085	984.44	1738610	759.22	1655.82	28 E	50 N	344 E
Марс	3389916	-48	1169	-2215	3396830	163.9	3399230	146.931	717.485	108.44 W	87.91 N	128.66 W

* Використана модель еквівалентної топографічної поверхні Землі [30].

** За даними узагальненої системи геометричних і динамічних характеристик Місяця [5].

Таблиця 7. Екстремальні значення вимірюваних топографічних висот і модельних характеристик гравітаційних полів

Планета	$b_{\max}^t, \text{ м}$	$b_{\min}^t, \text{ м}$	$b_{\max}^w, \text{ м}$	$b_{\min}^w, \text{ м}$	ξ_{\max}	ξ_{\min}	η_{\max}	η_{\min}	$\Delta g_{\max}, \text{ мГал}$	$\Delta g_{\min}, \text{ мГал}$
Венера	12000	-4300	76	-71	90"	-55"	16"	-17"	56	-52
Земля	8848	-11034	92	-90	39	-34	33	-45	71	-69
Місяць	6640	-4000	620	-430	330	-320	320	-400	291	-202
Марс	27000	-4500	1285	-812	329	-321	242	-161	704	-445

КОРОТКА ХАРАКТЕРИСТИКА ТА ПОРІВНЯЛЬНИЙ АНАЛІЗ ОСОБЛИВОСТЕЙ ТОПОГРАФІЧНИХ І ГРАВІТАЦІЙНИХ ФІГУР

МЕРКУРІЙ

Дані про геометричні та динамічні характеристики Меркурія отримані головним чином за допомогою АМС «Марінер-10», яка зняла близько половини

поверхні планети. Незначна за обсягом і надійністю інформація була отримана також з наземних радарних і оптических спостережень. Радіус Меркурія ($R = 2440$ км) вперше був виведений на основі спостережень його проходження по диску Сонця, а маса ($M_M = 0.05327 M_E$) визначена зі спостережень збурунь з боку планети на орбіту астероїда Ерос. Цьому значенню маси Меркурія відповідає середня густота ($\rho = 5500 \text{ кг}/\text{м}^3$). З обробки покриття АМС «Марінер-10» отримані значення радіуса планети

від 2439.0 до 2439.5 км. Ці дані дозволили оцінити екваторіальний радіус Меркурія ($R = 2439.5 \pm 1.0$ км) і його геометричне стиснення ($\alpha = 2.4 \cdot 10^{-4}$), які майже у 2.7 раза більші від стиснення гравітаційної фігури. Визначені значення основних характеристик гравітаційного поля Меркурія: $GM = 22032.09 \pm 0.91 \text{ m}^3/\text{s}^2$, $C_{20} = (-6 \pm 2) \times 10^{-5}$, $C_{22} = (1 \pm 0.5) \cdot 10^{-5}$ [32], які дали змогу вивести наближені параметри гравітаційної фігури планети (табл. 4, 5).

За результатами фотографічних спостережень Меркурія, виконаних з борту АМС «Марінер-10», побудована мережа опорних точок на поверхні планети, яка містить широти і довготи 1328 об'єктів [23]. В топографічному відношенні Меркурій вивчено гірше, ніж інші планети земної групи, але все ж отримана інформація дозволяє судити про тектонічні процеси на поверхні планети, що нагадує місячну. Ці дані, а також вимірювання, виконані за допомогою радарної альтиметрії в обсерваторії Аресібо [26], показали, що кратери на Меркурії дрібніші місячних кратерів зрівнянних розмірів.

Близько 80 % поверхні Меркурія складають сильно кратеровані території, решта — гладкі рівнини. Типічні коливання висот рельєфа Меркурія складають 3 км (на рівнинах менше 1 км), тоді як в екваторіальній зоні максимальні висоти рельєфу сягають 7 км.

ВЕНЕРА

З 1961 р. ведуться радіолокаційні дослідження Венери, які дали змогу визначити деякі геометричні і динамічні характеристики цієї планети. Проте основним джерелом інформації стали розпочаті в 1962 р. регулярні дослідження Венери за допомогою КА: американських («Марінер-2, -5, -10», «Піонер-Венера-1, -2») і радянських («Венера-7»—«Венера-16»). За допомогою КА «Венера-15» і «Венера-16» отримана рекордна роздільна здатність топографії планети: 1—2 км в плані і близько 30 м по висоті вздовж траси польоту.

Радарні вимірювання Венери дозволили визначити середній радіус планети нижче хмар ($R = 6052$ км). Перші визначення маси планети були виконані з аналізу гравітаційного збурення з боку Венери на орбіті Землі і Меркурія ($M_V = 0.82 M_E$). Точніші визначення маси Венери були виконані за допомогою КА серії «Піонер-Венера», згідно з якими маса планети складає $0.8150 M_E$, що дає середню густину Венери, яка дорівнює 5240 kg/m^3 .

Аналіз моделей гравітаційного поля Венери [19,

28, 33] свідчить про дві відмінні особливості. По-перше, вісь найбільшого моменту інерції відхиlena від осі обертання планети на кілька градусів. Поздруге, фігура Венери більшою мірою, ніж фігури інших планет земної групи, відхиляється від стану гідростатичної рівноваги. Гравітаційне поле в приекваторіальній зоні вивчено так детально, що навіть розклад його в ряд за сферичними функціями до 18-го порядку і степеня не може адекватно описати його локальні особливості. Хоча полярні регіони в гравітаційному відношенні вивчені слабше, інформація про них використана в моделі [28].

Тектонічна картина на поверхні Венери досить своєрідна. З аналізу радіолокаційних зображень, отриманих за допомогою КА «Венера-15» і «Венера-16», виділені чотири основні типи структур північної півкулі Венери [2]:

- 1) вулканічні утворення: широкі базальтові рівнини;
- 2) вулкано-тектонічні утворення: куполоподібні підвищення і кільцеві структури;
- 3) тектонічні дислокації — протяжні хребти і долини з перехресним діагональним та ортогональним рисунком, петле- та дугоподібними структурами;
- 4) ударні кратери.

В екваторіальній зоні Венери переважають додатні форми рельєфу. Тут знаходиться материк — Земля Афродити.

ЗЕМЛЯ

Спектр можливих засобів вивчення фігури фізичної поверхні Землі найширший. Для цієї мети використовуються астрономо-геодезичний, гравіметричний, аерокосмічний, супутникові геометричний і динамічний методи, лазерна локація кутикових відбивачів, встановлених на КА і на поверхні Місяця, радіоінтерферометрія з наддовгими базами, методи космічної астрометрії. Оцінки [10] показують, що наземні геодезичні методи зберігають перевагу при передачі координат точок на відстані до кількох сотень кілометрів, але з часом оптимальні граници їх застосування будуть звужуватись [7]. Для створення глобальних астрономо-геодезичних мереж найперспективнішим є комплексне використання різних космічних методів і засобів. Це справедливо для визначення геопотенціалу. Такі методи, як альтиметрія, лазерна локація, допплерівські спостереження, вимірювання «супутник—супутник» і супутникова градіентометрія істотно розширять область високоточних визначень характеристик геопотенціалу на материкові райони [10].

Для відліку висот топографічних поверхонь в різних державах використовуються різні референц-еліпсоїди, які найкращим чином апроксимують територію кожної з країн чи прийняті згідно зі встановленими традиціями. Вони відрізняються масштабом і орієнтацією відносно загальноземного еліпсоїда, за який служить рекомендована Геодезична референц-система GRS 80 [27].

Для безпосереднього визначення висот точок топографічної поверхні класичними методами геодезії використовуються проміжні поверхні відносності: геоїд, квазігеоїд і телуроїд. Таким чином, геодезична висота отримується як сума ортометричної висоти і висоти геоїда над референц-еліпсоїдом або як сума нормальної висоти і висоти квазігеоїда над референц-еліпсоїдом. Другий варіант особливо важливий в геодинамічних вимірюваннях з сантиметровою точністю, оскільки поверхня геоїда строго не визначається [25].

Найповніше гравітаційне поле Землі представлено моделями геопотенціалу в роботах [29, 31] відповідно до 180-го і до 250-го порядку і степеня. Топографічна і еквівалентна поверхні Землі представлені моделями до 180-го порядку [30]. Параметри гравітаційних фігур Землі, отримані з використанням сучасних моделей геопотенціалу, дещо відрізняються між собою з-за відмінності у системах відліку.

Параметри узагальненої топографічної фігури Землі, отримані за моделлю [30], наведені в табл. 6. Під топографічною поверхнею розуміємо поверхню суші і незбурену поверхню озер, морів і океанів. В той же час широко розповсюджене поняття еквівалентної поверхні, висоти якої $h_{\text{equ}}(\varphi, \lambda)$ в материкових районах дорівнюють топографічним висотам $h_{\text{top}}(\varphi, \lambda)$, а в океанічних районах обчислюються за формулою [30]

$$h_{\text{equ}}(\varphi, \lambda) = 0.614 h_{\text{top}}(\varphi, \lambda). \quad (3)$$

МІСЯЦЬ

Для вивчення геометричних і динамічних характеристик Місяця широко використовуються як класичні наземні астрометричні спостереження (меридіанні, геліометричні, фотографічні та ін.), так і вимірювання за допомогою космічної техніки, оптична локація кутикових відбивачів, встановлених на місячній поверхні, а також довгобазисна радіоінтерферометрія (ДБРІ) цих об'єктів. Відомо порядка 30 моделей гравітаційного поля Місяця, побудованих на основі вимірювань ШСМ «Луна», «Лунар Орбітер», «Експлорер», субsatелітів КК

«Аполлон», лазерної локації і ДБРІ, а також вимірювань променевих прискорень командно-службових модулів КК «Аполлон». Основні відомості про ці моделі містяться в роботах [1, 4, 5].

Найповніше інформація про гравітаційне поле зворотного боку Місяця врахована в моделі [18]. Узгодження гармонічних коефіцієнтів сelenопотенціалу 2-го і 3-го порядків за даними практично всіх моделей в рамках узагальненої системи астрономо-геодезичних сталих проведено в роботі [5].

В топографічному відношенні Місяць вивчений не рівномірно. Найповніша і найточніша інформація про місячну гіпсометрію є на частині видимої півкулі Місяця вздовж трас КК серії «Аполлон», найменш точна — в полярних регіонах і на зворотному боці Місяця. Селенодезична і гіпсометрична інформація міститься в більш ніж 20 селенодезичних каталогах [5]. Для описання фігури фізичної поверхні Місяця є декілька моделей [5]. Найгрунтовнішими з них є моделі [3, 16], в яких представлено розклад місячного рельєфа в ряд за сферичними функціями відповідно до 12-го і 16-го порядку і степеня. При побудові цих моделей використані практично всі наявні селенодезичні дані, причому в моделі [3] використані також профілі зворотного боку Місяця, отримані КА «Зонд-8» і «Аполлон-11».

На основі порівняльного аналізу даних про гіпсометрію і гравітаційне поле Місяця побудована узагальнена система геометричних і динамічних характеристик Місяця [5], яка містить параметри тривісного еліпсоїда Місяця, апроксимуючого його геометричну фігуру, гармонічні коефіцієнти сelenопотенціалу 2-го і 3-го порядків, головні моменти інерції Місяця, а також величини, які характеризують орієнтацію місячного еліпсоїда інерції.

При порівнянні висот рівнів і гіпсометричних поверхонь Місяця виявлено помітна їх додатна кореляція [13]. Проте значний від'ємний вклад в неї вносять маскони, тому загальний коефіцієнт кореляції виявляється близьким до 0.2. Це означає, що після видалення аномальних особливостей, пов'язаних з масконами, розподіл мас всередині Місяця може виявитись дуже близьким до центрально-симетричного. Про порівняно незначну радіальну неоднорідність Місяця свідчить близкість безрозмірного моменту інерції $C = 0.391$ до значення 0.400 (для однорідного тіла).

МАРС

Геометричні і динамічні характеристики Марса отримані головним чином на основі обробки результатів експериментів, проведених за допомогою ра-

дянських і американських КА серій «Марс», «Марінер» і «Вікінг». Найповніша модель гравітаційного поля Марса у вигляді розкладу в ряд за сферичними функціями до 18-го порядку і степеня була побудована за даними допплерівських спостережень за рухом КА «Марінер-9», «Вікінг-1» і «Вікінг-2» [15]. При цьому були уточнені як глобальні, так і регіональні особливості гравітаційної фігури Марса з урахуванням існуючої вимірювальної інформації: детальне профілювання проведено лише між широтами від 0°N до 30°N , а полярні області вивчені недостатньо.

В топографічному відношенні детально вивчені лише окремі широтні пояси, тим не менше спільній аналіз стереофотограмметричної зйомки, наземних радіолокаційних спостережень і покрить супутників Марса дозволили побудувати карти і моделі його топографічної поверхні. Згідно з моделлю [17], яка являє собою набір гармонічних коефіцієнтів моделі топографічної поверхні до 18-го порядку і степеня, центр фігури зміщений відносно центра мас на 2.50 ± 0.07 км в напрямку точки з координатами $(62^{\circ} \pm 3^{\circ})\text{ S}$ і $(272^{\circ} \pm 3^{\circ})\text{ W}$.

Цей висновок підтверджується також розрахунками, наведеними у табл. 6. Виконання детальних досліджень утруднено неповним покриттям поверхні Марса високоточною геодезичною інформацією. Проте помітний кореляційний зв'язок топографічних висот з гравітаційним полем Марса і деякі інші особливості його фігури [13] свідчать про те, що основний вклад в гармоніки гравітаційного потенціалу низьких порядків вносять, у першу чергу, особливості гіпсометричної поверхні і лише в другу чергу — горизонтальні неоднорідності густини.

Як видно з табл. 4 і 6, довготи найбільших півосей тривісних гравітаційного і топографічного еліпсоїдів Марса практично збігаються з розташуванням домінуючих тектонічних утворень: вулкано-склепінного підняття Фарсіда і антиподально розташованої долини Еллада. Відмітимо, що для Марса, як і для Землі і Меркурія, положення центрів найбільших гіпсометричних депресій (рівнина Еллада, Тихий Океан і Басейн Спеки) і полюсів найбільших осей тривісних рівневих еліпсоїдів дуже близькі.

ВИСНОВКИ

Аналіз табл. 4—6 показує, що геометричні і динамічні стиснення планет з швидким обертанням (Земля, Марс) на два-три порядки більші, ніж у Місяця, Венери і Меркурія, що обертаються повільно. Відхилення осі обертання Землі, Марса,

Меркурія і Місяця від осі гравітаційної фігури не перевищує 0.001° , тоді як для Венери — декілька градусів.

Можна відмітити ряд закономірностей, пов'язаних, очевидно, з розмірами планет, а також з їхнім розташуванням в Сонячній системі. Зі зменшенням маси планети пов'язано збільшення нерегулярності її гравітаційного поля (табл. 7) і збільшення відносного вкладу горизонтальних неоднорідностей густини у порівнянні з радіальними. Чим менша площа планетного тіла, тим менше процентне співвідношення між площами рівнин (океанічних западин — у випадку Землі) і загальною площею поверхні. Чим ближча планета до Сонця, тим меншу площу займають висотні рівні, розташовані вище середнього рівня: на Венері — 40 %, на Землі — 43 %, на Марсі — 53 % [11]. Середні рівні висот південної півкулі Місяця, Венери і Марса систематично вищі середніх рівнів їхніх північних півкуль. З віддаленням від Сонця збільшується перепад висот на планетах: на Венері — 16 км, на Землі — близько 20 км, на Марсі — понад 30 км.

За останні роки ситуація з вивчення топографії та гравітаційних полів Місяця і планет значно змінилась завдяки виконанню низки космічних проектів та експериментів. Аналіз цих даних буде предметом окремої статті.

1. Аким Э. Л., Бажинов В. П., Павлов В. Н., Почукаев В. Н. Поле тяготения Луны и движение ее искусственных спутников. — М.: Машиностроение, 1984.—286 с.
2. Барсуков В. Л., Базилевский А. Т., Кузьмин Н. О. и др. Основные типы структур северного полушария Венеры // Астрон. вестник.—1985.—19, № 1.—С. 3—14.
3. Зазуляк П. М., Зингер В. Е., Кислюк В. С. Представление лунной топографии рядом сферических функций до 16-го порядка // Кинематика и физика небес. тел.—1988.—4, № 3.—С. 68—75.
4. Кислюк В. С. Эллипсоид инерции Луны // Кинематика и физика небес. тел.—1985.—1, № 1.—С. 41—48.
5. Кислюк В. С. Геометрические и динамические характеристики Луны. — Киев: Наук. думка, 1988.—238 с.
6. Машимов М. М. Планетарные теории геодезии. — М.: Недра, 1982.—261 с.
7. Медведев П. П. Методы и результаты спутниковой геодезии. — М.: Изд-во ВНИТИ, 1980.—111 с.—(Итоги науки и техники. Сер. Геодезия и аэросъемка; Т. 16).
8. Мещеряков Г. А. О сфероиде Клеро, обобщающем поверхность Марса // Картографирование Луны и Марса. — М.: Недра, 1978.—С. 28—34.
9. Мещеряков Г. А., Церклевич А. Л. Гравитационное поле, фигура и внутреннее строение Марса. — Киев: Наук. думка, 1987.—240 с.
10. Пеллинен Л. П., Нейман Ю. М. Физическая геодезия. — М.: Изд-во ВНИТИ, 1980.—132 с.—(Итоги науки и техники. Сер. Геодезия и аэросъемка; Т. 18).
11. Родионова Ж. Ф., Дехтярева К. И. Гипсометрические особенности Луны и планет земной группы // Проблемы комплексного исследования Луны. — М.: Изд-во Моск. ун-та, 1986.—С. 56—71.

12. Сагитов М. У. Лунная гравиметрия. — М.: Наука, 1979.—432 с.
13. Церкевич А. Л., Зингер В. Е., Каменский К. К. Сравнительный анализ гравитационной и геометрической фигур планет земной группы // Кинематика и физика небесных тел.—1985.—1, № 6.—С. 29—36.
14. Яцків Я. С. О состоянии и тенденциях развития астрометрических исследований. I. // Астрометрия и астрофизика.—1983.—Вып. 49.—С. 3—9.
15. Balmino G., Moynot B., Vales N. Gravity field model of Mars in spherical harmonics up to degree and order eighteen // J. Geophys. Res.—1982.—87B, N 12.—P. 9735—9746.
16. Bills B. G., Ferrari A. J. A harmonic analysis of lunar topography // Icarus.—1977.—31.—P. 244—259.
17. Bills B. G., Ferrari A. J. Mars topography harmonics and geophysical implications // J. Geophys. Res.—1978.—83B, N 7.—P. 3497—3508.
18. Bills B. G., Ferrari A. J. A harmonic analysis of lunar gravity // J. Geophys. Res.—1980.—85, N 2.—P. 1013—1025.
19. Bills B. G., Kobrick M. Venus topography: a harmonic analysis // J. Geophys. Res.—1985.—90B, N 1.—P. 827—836.
20. BIN Annual Report for 1986. — Observ. de Paris, BIN, 1987.
21. Bursa M., Sima Z. Dynamic and figure parameters of Venus and Mars // Adv. Space Res.—1985.—5, N 8.—P. 43—46.
22. Davies M., Abalakin V. K., Bursa M., et al. Report of the IAU/IAG/COSPAR working group on cartographic coordinates and rotational elements of the planets and satellites: 1985 // Celest. Mech.—1986.—39.—P. 103—113.
23. Davies M., Batson R. M. Surface coordinates and cartography of Mercury // J. Geophys. Res.—1975.—80, N 17.—P. 2417—2430.
24. Ferrari A. J. Lunar gravity: a harmonic analysis // J. Geophys. Res.—1977.—82.—P. 3065—3084.
25. Groten E. Establishment of frames of reference in four-dimensional geodesy // Allg. Vermess. Nachr.—1982.—89, N 2.—P. 62—69.
26. Harmon J. K., Campbell D. B., Bindschadler D. L., et al. Radar altimetry of Mercury: a preliminary analysis // J. Geophys. Res.—1986.—91, N 1.—P. 385—401.
27. Moritz H. Fundamental geodetic constant // Proc. of the IAG XVII Gen. Assamb. IUGG/IAG. — Canberra, 1979.—34 p.
28. Mottinger N. A., Sjogren W. L., Bills B. G. Venus gravity: a harmonic analysis and geophysical implications // J. Geophys. Res.—1985.—90.—P. C739—C756.
29. Rapp R. H. The Earth's gravity field to degree and order 180 using SEASAT altimeter data, terrestrial gravity data and other data. — Ohio: The Ohio State University, 1981.—(Rep. Dep. Geod. Sci. Surv. N 322).
30. Rapp R. H. Degree variances of the Earth's potential, topography and its isostatic compensation // Bull. Geod.—1982.—56.—P. 84—94.
31. Rapp R. H., Grus J. V. The representation of the Earth's gravitational potential in a spherical harmonic expansion to degree 250. — Ohio: The Ohio State University, 1986.—P. 1—64.—(Rep. Dep. Geod. Sci. Surv. N 372).
32. Sjogren W. L. Planetary geodesy // Proc. Int. Symp. Figure and dynamics of the Earth, Moon and planets. — Prague, 1987.—Part I.—P. 43—55.
33. Williams B. G., Mottinger N. A., Panagiotopoulos N. D. Venus gravity field: Pioneer Venus orbiter navigation results // Icarus.—1983.—56.—P. 578—589.

TOPOGRAPHIC SURFACES AND GRAVITATIONAL FIELDS OF THE EARTH, MOON AND TERRESTRIAL PLANETS

K. K. Kamensky, V. S. Kislyuk, and Ya. S. Yatskiv

Some aspects of the methodology of planetary dynamics are discussed. The reference frames for planetary dynamics are considered and the classification of planetary figures is given. Determinations of the parameters of topographic and gravitational figures of the Earth, the Moon and terrestrial planets are summarized and some peculiarities of geometrical and dynamical characteristics of these celestial bodies are considered.

УДК 629.78

Міжнародний космічний ринок послуг: місце i перспективи України

В. П. Горбулін¹, А. І. Шевцов², В. С. Шеховцов²

¹Держкомітет з питань оборонно-промислового комплексу України, Київ

²Дніпропетровський філіал Національного інституту стратегічних досліджень України, Київ

Надійшла до редакції 30.10.00

Аналізується сучасний стан розробки провідними фірмами світу комерційних КА і космічних транспортних систем. Обговорюється питання вартості формування космічної системи. Розглядається можлива участь України в міжнародній кооперації.

Наприкінці 1970-х років відомі фірми світу, які займалися створенням космічних апаратів і космічних систем, призначених для вирішення суперечкою наукових і військових завдань, почали переходити на розробку комерційної космічної продукції. З великого спектру космічних систем найширшого комерційного вжитку набули КА систем зв'язку, теле- і радіомовлення. За рівнем технологічного розвитку і вартості вони ставали загальнодоступними як для корпорацій, так і для індивідуальних споживачів.

Незважаючи на те, що створення комерційних КА і космічних систем потребувало значних коштів та було пов'язане з ризиком їхньої втрати, міжнародний комерційний ринок космічних послуг почав динамічно розвиватися.

Вже у 1993 р. експертами прогнозувалася на 1994—2005 рр. потреба у запуску близько 1000 КА, з яких 30 % — комерційні, загальною вартістю 9 млрд дол. На найближчі десять років фірмою «Тіл Груп» прогнозується виведення на навколоземні орбіти близько 2120 КА.

Внаслідок збільшення кількості КА, запланованих до виведення на навколоземні орбіти, зросла попит на ракети-носії (РН), який почав перевищувати пропозиції. У 1993 р. попит світового ринку на

РН був вдоволений приблизно на 38 %, а до кінця століття прогнозувалося задовільнення приблизно 55 % попиту. Останнє призвело до інтенсифікації робіт з модернізації існуючих і створення нових РН.

Американська фірма «Боїнг» розробляє РН «Дельта-2», «Дельта-3», «Дельта-4». Компанія «Локхід Мартін» приступила до створення нових РН сімейства «Атлас», базовою моделлю якого обрано РН «Атлас-3». Фірмою «Аріанспейс» форсуються роботи з розробки РН «Аріан-5» (замість «Аріан-4»), який буде забезпечувати запуск КА вагою до 12000 кг на геостаціонарну орбіту.

В Росії розпочато створення РН «Ангара» кількох модифікацій носія: від легкого класу, який виводиться на низькі стандартні орбіти корисний вантаж від 1700 кг до 4000 кг, до важкого, (до 30000 кг). Росією передбачається з часом замінити носії типу «Космос-3М», «Зеніт» та «Циклон-3» на РН «Ангара».

В Україні було модернізовано РН «Зеніт-2» для використання при створенні низькоорбітальних космічних систем. Для виведення КА на геостаціонарну орбіту було створено на базі «Зеніт-2» триступеневий носій «Зеніт-3», який за своїми енергетичними можливостями став на один рівень з

Кількість щорічних запусків КА фірм «Боїнг» та «Локхід Мартін»

РН	Космодром	Кількість запусків
Фірма «Боїнг»		
«Дельта-2, -3»	Мис Канаверал	17
«Дельта-2»	Мис Канаверал	9
«Дельта-4»	Мис Канаверал	9
«Зеніт-3SL»	Морський старт	6
Фірма «Локхід Мартін»		
«Атлас-3»	Мис Канаверал	16
«Атлас-3»	Вандерберг	6
«Атлас-5»	Мис Канаверал	16
«Атлас-5»	Вандерберг	6
«Протон»	Байконур	12

основним європейським РН «Аріан-4», а також став конкурентноспроможним з китайськими РН CZ і російським носієм «Протон».

Одночасно з модернізацією і створенням нових носіїв їхні розробники поширяють послуги на запуски КА, укладаючи відповідні контракти з фірмами і компаніями, які реалізують різноманітні космічні програми, такі як «Скайбридже», «Теледесік», «Еліпсо» та ін. Наприклад, фірмою «Аріанспейс» укладено контракт на виведення 16 КА «Еліпсо» чотирма носіями «Аріан-5» у 2002 році. ЕККО планує укласти контракт з фірмою «Орбітал Сенсіз» на запуск 12 КА до 2001 року, «Лео Ван» скористається послугами фірми «Еврокот» для виведення на орбіту 48 КА до 2001 р.

Фірма «Боїнг» стане спроможною, починаючи з 2002 року, щорічно здійснювати запуск 41 КА, у тому числі з використанням українського носія «Зеніт-3SL». Фірмою «Локхід Мартін» планується виводити щорічно 56 КА, у тому числі з використанням російського носія «Протон» (таблиця).

Створення сучасних космічних систем коштує мільярди доларів. Витрати на розробку комерційного КА можуть перевищувати 500 млн дол. Наприклад, вартість програми «Турайя» регіонального рухомого телефонного зв'язку з КА вагою 5250 кг становить близько 1.1 млрд дол. Виведення КА на геостаціонарну орбіту застраховане більше ніж на 800 млн дол. Вартість виведення залежить від типу носія та орбіти призначення КА і коливається від 60 млн дол. (наприклад для російського носія «Протон») до 350 млн дол. (для американського РН «Титан-4»). Невдача у запуску РН призводить до

значних втрат як фірми-власника КА, так і фірми-постачальника РН, яка забезпечує запуск КА. Наприклад, фінансові наслідки невдалого першого комерційного пуску «Зеніт-2» в інтересах створення системи «Глобалстар» були настільки важкими для фірми «Спейс Системс/Лорал» — одночасно було загублено дванадцять комерційних супутників — що вона тимчасово припинила дію контракту з Україною і перешла до використання російського носія «Союз», який може виводити лише чотири КА. Невдалі пуски американських РН «Дельта-3» та «Титан-4» спричинили втрати КА загальною вартістю 1.2 млрд дол.

Можливість значних втрат народила нові тенденції у подальшому розвитку комерційних КА та створенні транспортних систем. До них слід віднести розробку відносно малих КА для створення низькоорбітальних систем; створення РН, використання яких забезпечуватиме дешевше виведення КА; підвищення надійності КА, існуючих та нових РН; поширення міждержавного співробітництва у модернізації і створенні РН.

Створення і експлуатація низькоорбітальних систем обходяться дешевше ніж створення систем, які експлуатуються, наприклад, на геостаціонарній орбіті, хоча і потребують урахування часових обмежень на розгортання системи, збереження КА на поточний час та їхньої підтримки для забезпечення визначеного терміну активного існування. Вартість КА для таких систем низька, а витрати на виведення їх на орбіту у 3–5 разів менші, ніж при виведенні на орбіту, перехідну до геостаціонарної. Наприклад, питома вартість виведення КА на низьку орбіту РН «Атлас-2A» становить 9 тис. дол./кг (рис. 1), а на перехідну до геостаціонарної орбіту тим же носієм — більш ніж 25 тис. дол./кг (рис. 2)¹. Питома вартість виведення КА на низькі орбіти за допомогою РН «Протон» становить приблизно 3.7 тис. дол./кг, а на перехідну до геостаціонарної орбіту — 17.5 тис. дол./кг.

Менша вартість низькоорбітальних космічних систем, прийнятні технічні та експлуатаційні характеристики привели до поширення робіт з їхнього створення. Прогнозується, що 2120 КА, які будуть виводитися на навколоземні орбіти у 1999–2009 рр., розподіляться таким чином: 66.7 % — в інтересах створення низькоорбітальних систем, 16.7 % — для створення систем на геостаціонарній орбіті, решта — для створення систем на інших орбітах (рис. 3).

Близько половини КА працюватимуть в низько-

1 Рис. 1, 2 — за матеріалами О. І. Кисельова, А. А. Медведєва, Ю. Н. Труфанова, В. Ю. Юр'єва. Сімейство РН «Ангара»: стан розробки та перспективи впровадження багаторазових елементів. — ДДВКЦ Хрунічева, 1999.

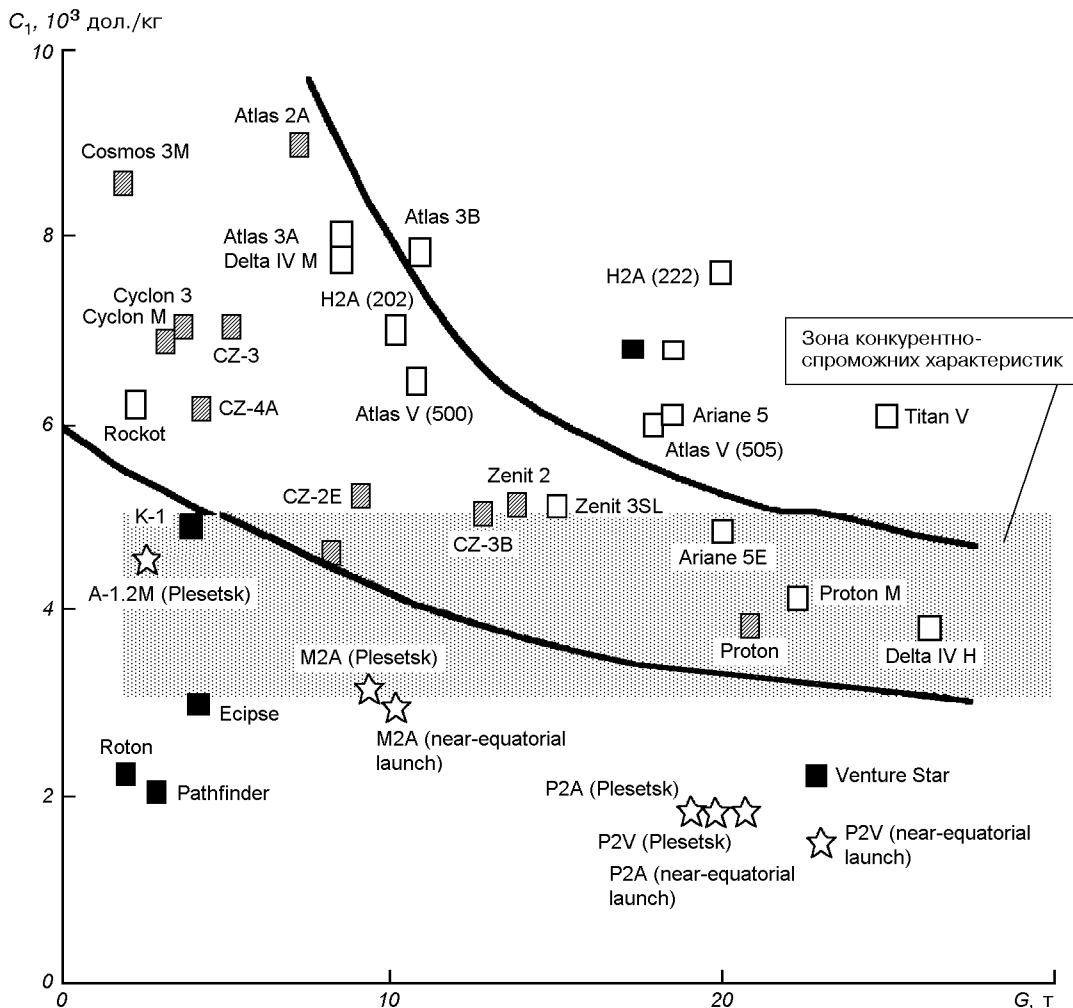


Рис. 1. Питома вартість C_1 виведення корисної маси G на низьку навколоzemну орбіту: заштриховані прямокутники — РН, які знаходяться в експлуатації, світлі прямокутники, зірочки — новітньої розробки, чорні прямокутники — багаторазового використання

орбітальних системах «Теледесік», «Глобалстар», «Скайбридж», «Іридіум». Більшість КА, які будуть виведені на геостаціонарну орбіту, належатимуть фірмам США.

Створення відносно дешевших носіїв. Виконується значний обсяг робіт зі створення РН, які забезпечать меншу вартість виведення КА. Наприклад, у Франції проводяться розробки РН для виведення малих КА. Вартість виведення КА такими носіями становитиме 15—20 млн дол. Для зменшення витрат на створення космічних систем фірма «Аріанспейс» вирішила додати до своєї номенклатури російські носії «Союз» і «Рокот». За висновками фірми — це дешевше від створення власних легких носіїв. Планується, що «Аріанспейс» буде приймати участь у фінансуванні і виробництві носія «Союз/ST Фрегат». Цей носій

має новий верхній ступінь «Фрегат», модифіковані двигуни першого і другого ступенів, обтічник від РН «Аріан-4» та цифрову систему управління. Участь у фінансуванні і виробництві носія «Рокот» буде здійснюватися шляхом співробітництва з франко-російським підприємством «Старсем», 15 % акцій якого вже належать «Аріанспейс», а можливо і з німецько-російським підприємством «Єврокот».

Носій «Рокот» має два ступеня рідинної МБР та третій ступінь «Бриз», який раніше було розроблено як четвертий ступінь РН «Протон».

Японія провадить розробку ракет-носіїв типу I-IV та H-2A з метою зменшення вартості запуску за їхньою допомогою вдвічі. В Україні разом з Росією створено на базі МБР SS-18 ракетно-космічну систему з носієм «Дніпро». Основними матеріальними складовими системи було прийнято 150 ракет SS-

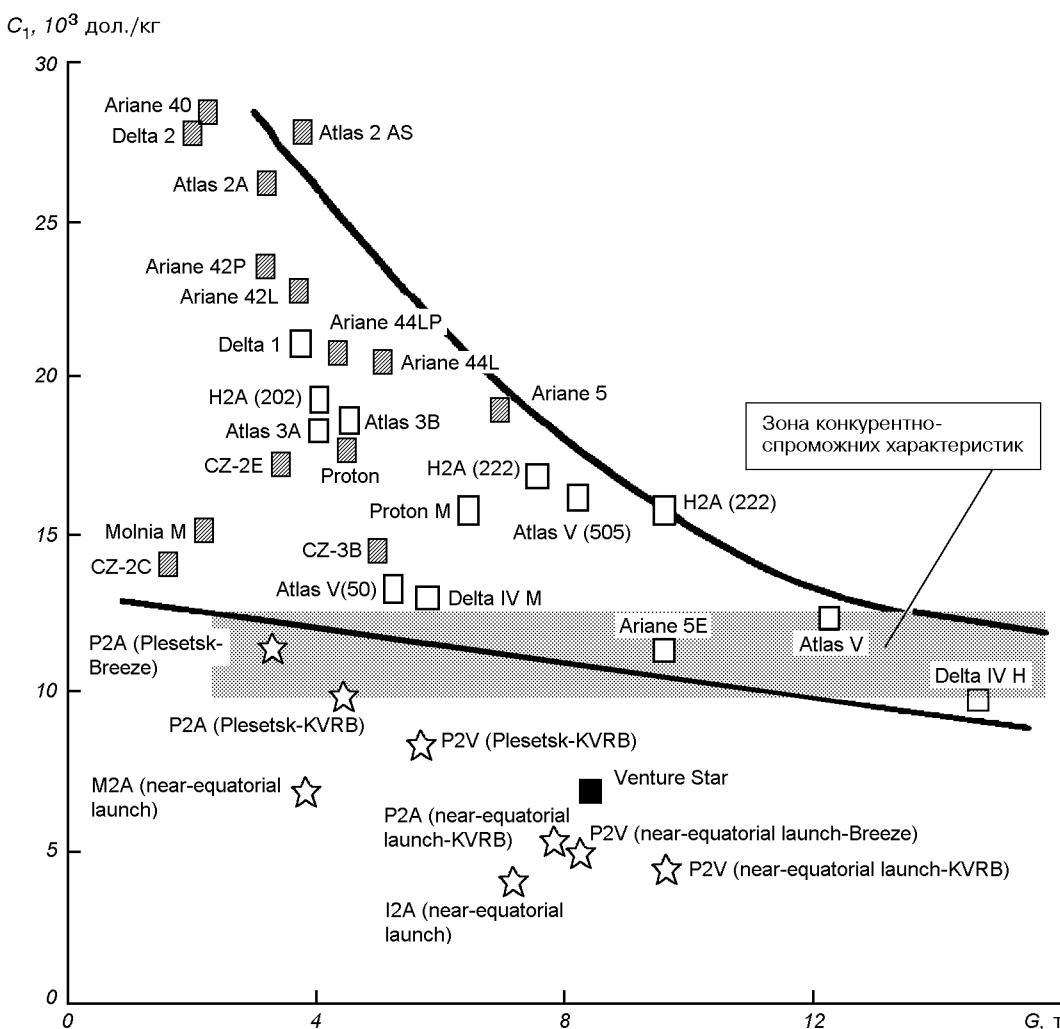


Рис. 2. Питома вартість C_1 виведення корисної маси G на перехідну геостаціонарну орбіту: заштриховані прямокутники — РН, які знаходяться в експлуатації, світлі прямокутники, зірочки — новітньої розробки, чорні прямокутники — багаторазового використання

18, які перебувають на бойовому чергуванні, або зберігаються в арсеналах, і наземну інфраструктуру комплексу SS-18 на космодромі Байконур.

Вивчається можливість створення ракети-носія легкого класу з використанням систем МБР SS-19 і

SS-24, які підлягають утилізації. Корисна вага, яку буде виводити носій на стандартну низьку орбіту, становитиме приблизно 1700 кг.

Значну увагу провідні фірми-розробники транспортних космічних засобів приділяють створенню і експлуатації перспективних авіаційно-космічних систем (АКС), що підтверджується розробкою ряду проектів АКС у США, Росії, Франції, Англії, Україні, Німеччині, Японії, а також експлуатацією американської АКС «Пегас» з 1990 року. При певних умовах АКС дозволяють суттєво знизити експлуатаційні витрати, забезпечити потрібні операцівність і безпеку використання, а також частково усунути недоліки РН наземного базування: одноразовість першого ступеня та необхідність мати складну наземну інфраструктуру — стартові комплекси.

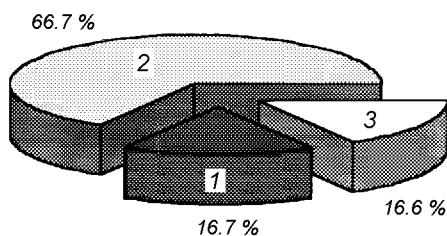


Рис. 3. Розподіл КА, які будуть виводитися у 1999—2009 рр., за типами орбіт призначення: 1 — геостаціонарні КА, 2 — навколоzemні низькоорбітальні системи, 3 — інші

лекси, відчужені райони падіння відокремлених частин РН і т. ін.

Росія пропонує створити АКС на базі українсько-російського транспортного літака АН-124-100 «Руслан» та двоступеневого носія зі стартовою вагою 80 т. Така АКС спроможна виводити на низьку стандартну орбіту корисну вагу 2700 кг, а на полярну орбіту — 2100 кг. Питома вартість виведення КА на орбіту при цьому буде складати не більше 5000 дол./кг. Вартість такого проекту оцінюється у 750 млн дол.

Україна також пропонує створити АКС на базі літака АН-124-100 «Руслан» з використанням двоступеневого носія стартовою вагою 55 т. Українська АКС дозволяє виводити корисну вагу близько 1630 кг на низьку стандартну орбіту з нульовим нахилом, меншу, ніж російська АКС. Питома вартість виведення КА приблизно така ж, як і у російському варіанті, але вартість проекту за рахунок використання відпрацьованих систем, зокрема маршових двигунів, більш ніж на порядок нижча і складає 55 млн дол. Існують й інші українські проекти створення перспективних АКС.

Для України, яка не має власного космодрому, створення АКС є одним із пріоритетних завдань.

Підвищення технічної надійності КА і РН призводить до подальшого підвищення їх вартості, але зміцнює позиції бізнесу за рахунок зменшення ризику втрат РН і КА при виведенні і експлуатації.

Поширення міждержавного співробітництва у модернізації і створенні РН дозволяє підвищувати технічні характеристики носіїв за рахунок об'єднання технологічних набутків провідних фірм світу, скорочуючи матеріальні витрати та час.

Україна увійшла до міжнародної компанії «Сі Лонч» для розробки разом з фірмами «Бойнг» (США), РКК «Енергія» (Росія) і «Квернер Марітайм» (Норвегія) унікального ракетно-космічного комплексу на базі українського триступеневого носія «Зеніт-3SL» та плавучого морського космодрому, створеного з використанням плавучої нафтодобувної платформи і спеціального допоміжного судна.

Одночасно провідним українським ДКБ «Південне» разом з італійською фірмою «Фіат-Авіо» виконано проект по створенню РН «Циклон-4», здатного виводити 1700 кг корисної ваги на переходну до геостаціонарної орбіти. Будівництво стартового комплексу для РН «Циклон-4» планується на космодромі «Алькантора Спейс Центр»

у Бразилії. Відповідно до проекту «Маяк» ДКБ «Південне» планує розробку носія, спроможного виводити на низьку кругову орбіту корисну вагу 7500 кг. Створення носія планується з використанням відпрацьованих українських і західноєвропейських технологій із стартовим комплексом на космодромі «ОТВ Тест Ранг» у південній Африці.

Провадяться подальші роботи з модернізації РН «Зеніт-2» та консультації щодо його використання компанією «Сі Лонч» при створенні низькоорбітальних систем (проект Лонч ін Дезерт).

На відміну від традиційного підходу¹ для України має сенс брати участь у міжнародних комерційних (інтегральних) компаніях, які у рамках єдиної організаційно-технічної і фінансової схеми розробляють та експлуатують і КА, і РН. Ідея створення таких об'єднань не є новою. У межах конструкторських бюро вона почала використовуватися ще на першому етапі створення ракетно-космічної техніки, зокрема в Росії, в конструкторському бюро ім. С. П. Корольова, та в Україні, в конструкторському бюро ім. М. К. Янгеля (тепер ДКБ «Південне»). Такий підхід у той час був викликаний насамперед технічною доцільністю. Поширення підходу на сферу виробництва і експлуатації КА і РН концентрацією зусиль декількох комерційних фірм має сенс з економічної точки зору. Наприклад, провідна фірма «Локхід Мартін», яка розробляє комерційні КА, створює РН «Атлас-5» за участю російських фірм. Заплановане використання російського рідинного двигуна РД-180 як маршового двигуна першого ступеня «Атлас-5», поставки якого до США передбачаються протягом десяти років. Планується також виготовлення двигуна РД-180 на американській території. Ліцензію на право такого виготовлення придбала у Росії одна з американських фірм за 25 млн дол. Проект створення нового російського носія «Ангара», окрім російського авіаційно-космічного агентства, ДДВКЦ Хрунічева, Міністерства оборони, фінансується також американською фірмою «Локхід Мартін».

Ракетно-космічна галузь України має високорозвинений інтелектуальний, науково-технічний потенціал і експериментально-промислову виробничу базу світового рівня. З їхнім використанням можливе виробництво відносно дешевих конкурентоспроможних РН. У той же час Україна, маючи кризовий стан економіки, не може щорічно виділяти достатні кошти для такого виробництва.

Попит на відносно дешеві і надійні РН на між-

¹ При традиційному підході одні фірми розробляють і експлуатують КА, інші — РН; взаємовідносини між ними регулюються законами ринку та відповідними контрактами. Згідно з таким розподілом праці сьогодні формуються попит і пропозиції на міжнародному ринку космічних послуг.

народному ринку пускових послуг значно зрос. У разі створення інтегральної компанії, до складу якої буде входити спеціалізована фірма (корпорація) зі створення і забезпечення експлуатації КА і космічних систем, остання може використовувати РН компанії не за ринковою вартістю, яка складається на міжнародному ринку пускових послуг, а за собівартістю, що без сумнівів дешевше.

Окрім того, при створенні РН в межах інтегральної компанії існує можливість зниження сумарних витрат на льотне випробування КА¹ і РН та створення космічних систем за рахунок оптимізації відповідних етапів їхніх випробувань (див. Додаток). Фірма-розробник КА (корпорація), яка зацікавлена у зменшенні вартості КА і космічних систем, може увійти до складу такої компанії та інвестувати у виробництво РН необхідні кошти.

Українські організації і підприємства, входячи до компанії, можуть передати їй на певних умовах ракетні технології світового рівня, сучасні об'єкти космічної діяльності², науковий, науково-технічний і виробничий потенціал, кваліфіковану робочу силу за цінами, які безумовно забезпечать рентабельність компанії. Участь українських організацій і підприємств у таких компаніях надала б значного імпульсу до подальшої економічної стабілізації і розвитку національної ракетно-космічної галузі.

Серед схем участі України в інтегральних компаніях можна відзначити дві:

— *aproбовану схему*, яка використовується при створенні компанії для виробництва і експлуатації ракетних комплексів (типу «Сі Лонч»): Україні (ДКБ «Південне», ВО «Південний машинобудівний завод» та ін.) визначається відсоткова доля у стартовому капіталі інтегральної компанії як залік за її науково-технічний і виробничий потенціал для створення РН; обсяги організаційно-технічних робіт і виробництва РН регулюються відповідним узгодженням положенням;

— *ринкову схему*, коли частка науково-технічного і виробничого потенціалу галузі формується у відносно самостійну організаційно-технічну структуру («нитку»)³ виробництва РН; частина «нитки» продається фірмі-розробнику КА (або акціонуєть-

ся) за умови, що продана (акціонована) частина «нитки» виробництва РН залишається на території України; решта — сухо українська — входить до компанії на умовах апробованої схеми; продаж (або акціонування) частини «нитки» здійснюється фірмі-розробнику КА на пільгових умовах.

За попередніми розрахунками участь України у інтегрованих компаніях за однією з наведених схем може забезпечити зниження вартості: пуску РН на 10—15 %⁴, а загальної вартості розробки і створення космічної системи — на 5—7 %.

У разі реалізації ринкової схеми галузь отримає немалі кошти від продажу частки «нитки» (акціонування), створить додаткові робочі місця, завантажить на довгостроковий період частку науково-технічного і виробничого потенціалу та отримає певні прибутки.

Зрозуміло, що для продажу (акціонування) часток стратегічних підприємств, які будуть входити до «нитки», необхідно отримати відповідний дозвіл вищих структур управління державою.

Сьогодні найбільш розвиненими технологічно і міцними у фінансовому відношенні є спеціалізовані фірми-розробники КА США та західних країн (корпорації). Розпочинати діалог щодо створення інтегруючих компаній доцільно перш за все з ними. Але не треба виключати і фірми інших країн. Наприклад, російські фахівці більше ніж інші знають можливості і обсяги науково-технічного і виробничого ракетно-космічного потенціалу України⁵. Вони зацікавлені у його придбанні.

У свій час російськими представниками було запропоновано українській делегації розглянути можливість передачі Росії ВО «Південний машинобудівний завод» та інших стратегічних об'єктів, щоправда в рахунок погашення заборгованості за російські енергоносії.

Зрозуміло, що розраховуватися за борги хоча б часткою стратегічних об'єктів, тим більш ВО «Південний машинобудівний завод» — це справа непримісна. Але якщо мова буде йти, наприклад, про створення американсько-українсько-російської інтегральної компанії з використанням згаданої ринкової схеми участі України — обговорення можли-

¹ Можливість льотного відпрацювання комерційних КА у межах «своєї» компанії стимулюватиме створення більш сучасних зразків.

² Під об'єктами космічної діяльності розуміють матеріальні предмети штучного походження, що проектуються, виготовляються та експлуатуються як у космічному просторі (космічний сегмент, космічна інфраструктура), так і на поверхні Землі (наземний сегмент, наземна інфраструктура) з метою дослідження та використання космічного простору. Закон України «Про космічну діяльність» від 15 листопада 1996 року № 502/96 ВР, ст. 1, абзац 3.

³ Створення відносно самостійної «нитки» виробництва РН — реальна справа. У колишньому СРСР українська ракетно-космічна галузь була спроможна виробляти одночасно декілька МБР і носіїв КА. Створений у радянські часи і збережений на сьогодні науково-технічний і виробничий потенціал дозволяє створити «нитку» вилученням його частки без вад для галузі в цілому.

⁴ У порівнянні з вартістю, яка складається на міжнародному ринку пускових послуг.

⁵ Тільки експериментально-випробувальна база ДКБ «Південне» налічує 108 капітальних споруд та 108 випробувальних стендів, які дозволяють забезпечити потрібні обсяги відпрацювання в умовах, наближених до натурних, конструкцій, вузлів та систем при створенні нових зразків ракетно-космічної техніки.

вості продажу (акціонування) частки української «нитки» виробництва РН можливе.

Підсумовуючи викладене, можна дійти таких висновків.

Міжнародний комерційний ринок космічних послуг динамічно розвивається як у напрямку створення низькоорбітальних космічних систем, так і у напрямку створення систем, які використовують геоцентричну орбіту. Важливе місце в ньому посидають фірми-розробники РН (їхні об'єднання), які забезпечують виведення КА на орбіти призначення.

Ракетно-космічна галузь України зробила перші помітні кроки на ринку пускових послуг із значними комерційними контрактами, що дозволило запобігти катастрофічній еrozії галузі і створити певні умови для її виживання. Незважаючи на отримані позитивні результати, має місце значний брак коштів для подальшої стабілізації і розвитку галузі.

Для подальшої стабілізації і забезпечення прийнятних темпів розвитку галузь наполегливо працює у напрямі поширення міждержавного комерційного співробітництва:

— у напрямі створення перспективних авіаційно-космічних систем, а також легких РН наземного базування для використання при створенні низькоорбітальних космічних систем; названі транспортні системи будуть забезпечувати конкурентноспроможну питому вартість виведення КА на орбіти призначення; у цьому ж напрямі проведена модернізація РН «Зеніт-2» й проводяться поглиблені консультації щодо використання носія компанією «Сі Лонч» при створенні низькоорбітальних систем (проект Лонч ін Дезерт);

— істотної модернізації і створення нових транспортних систем наземного базування типу «Дніпро», «Циклон-4», «Маяк» тощо;

Для поширення участі у міжнародному ринку пускових послуг має сенс Україні брати участь у створенні міждержавних комерційних компаній з єдиною організаційно-технічною і фінансовою схемою (інтегральних компаній), які забезпечують розробку та експлуатацію і КА, і РН; створення космічних систем в межах таких компаній потребує менше коштів, зокрема за рахунок використання РН компанії не за ринковою вартістю, яка складається на міжнародному комерційному ринку, а за ціною, наблизеною до собівартості, а також оптимізації етапів льотного відпрацювання КА, РН і створення космічних систем.

Стаття не відзеркалює офіційної позиції провідних українських ракетно-космічних організацій і підприємств. Результати аналізу і висновки, які в ній наведено, не претендують на всебічну завершеність і є запрошенням до діалогу з метою вибору подальших шляхів поширення участі України у міжнародному комерційному ринку космічних послуг.

ДОДАТОК

ВАРТІСТЬ ВІДПРАЦЮВАННЯ КА, РН І ФОРМУВАННЯ КОСМІЧНОЇ СИСТЕМИ

В загальному випадку оптимізовані етапи є результатом вирішення декількох багатовимірних задач. Підходи до оптимізації та її зміст можна проілюструвати на прикладі вирішення спрощеної модельної задачі визначення мінімальної загальної вартості на льотно-конструкторське відпрацювання КА, РН та формування космічної системи.

Розглянемо ситуацію, коли корпорація одночасно з завершенням розробки нових КА, що потребують льотних випробувань, розпочинає льотне відпрацювання суттєво модернізованої РН, яка повинна кожним пуском забезпечувати виведення певної кількості КА. Задачу будемо вирішувати при таких вихідних даних: нехай n — максимальна кількість КА, яка може бути виведена однією РН на орбіти призначення, $n - m$ — кількість КА, що виводиться одним запуском РН для їх льотного відпрацювання, m — кількість макетів КА для імітації повного навантаження РН; $n \cdot M$ — кількість КА, потрібна для створення космічної системи, M — кількість успішних запусків РН; вартість запуску одного РН дорівнює вартості одного КА, вартість кожного з m макетів КА незначна і дорівнює нулю; вираз кількості аварійних пусків¹ РН від загальної кількості пусків має вигляд

$$N_a = a + bN + cN^2, \quad -\frac{b}{2c} < N, \quad (1)$$

де N_a , N — відповідно кількість аварійних пусків та загальна кількість пусків; a , b , c — статистичні коефіцієнти.

Розглянемо послідовне відпрацювання: пусками РН, які оснащені $n - m$ КА, потім — пусками РН з n КА на борту. Задачу оцінки вартості сформу-

¹ Під аварійним пуском РН розуміється або повністю аварійний пуск, або частково невдалий, при якому мало місце неспрацювання однієї чи декількох основних систем ступенів РН. Кількість аварійних пусків залежить від льотної надійності РН, яка визначається з використанням статистичних матеріалів льотного відпрацювання РН-аналога.

люємо наступним чином: визначити мінімальні загальні витрати на льотно-конструкторське відпрацювання КА, РН і формування космічної системи, забезпечивши послідовно N пусків РН, з яких N_x — кількість пусків з $n - m$ КА на борту та $(N - N_x)$ пусків з n КА, при яких має місце M успішних запусків КА. З урахуванням викладеного загальна вартість льотного відпрацювання матиме вигляд

$$C_{\Sigma} = c_0(1 + n - m)N_x + c_0(n + 1)(N - N_x) \quad (2)$$

де c_0 — вартість запуску РН (вартість КА), або

$$\bar{C}_{\Sigma} = -mN_x + (n + 1)N, \quad (3)$$

де $\bar{C}_{\Sigma} = C_{\Sigma}/c_0$ — відносна загальна вартість відпрацювання.

Кількість аварійних пусків РН з n КА при кількості пусків $N - N_x$ з урахуванням виразу (1) має вигляд

$$\Delta N_a = b(N - N_x) + c(N^2 - N_x^2). \quad (4)$$

Потрібну кількість N пусків РН при забезпеченні M успішних запусків можна визначити з рівняння

$$N - N_x - \Delta N_a = M. \quad (5)$$

Рівняння (5) з урахуванням (4) можна представити у вигляді

$$N^2 - \frac{1-b}{c}N + K = 0, \quad (6)$$

де

$$K = -N_x^2 + \frac{1-b}{c}N_x + \frac{M}{c}.$$

Розв'язок рівняння (6) матиме вигляд

$$N = \frac{1-b}{c} + \frac{1}{2} \sqrt{\frac{(1-b)^2}{c^2} - 4 \frac{1-b}{c} N_x + 4N_x^2 - \frac{4M}{c}}. \quad (7)$$

З урахуванням (7) відносну загальну вартість відпрацювання можна записати у формі

$$\begin{aligned} \bar{C}_{\Sigma} &= -mN_x + \frac{(n+1)}{2} \times \\ &\times \left(\frac{1-b}{c} + \sqrt{\frac{(1-b)^2}{c^2} - 4 \frac{1-b}{c} N_x + 4N_x^2 - \frac{4M}{c}} \right). \end{aligned} \quad (8)$$

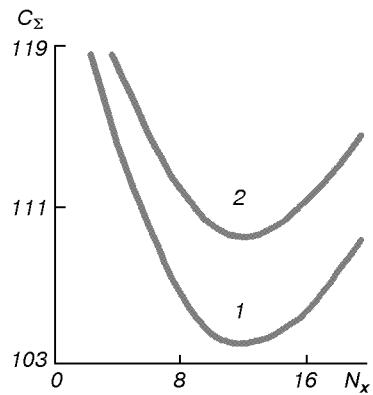


Рис. 4. Залежність відносної загальної вартості C_{Σ} відпрацювання КА, РН і формування космічної системи від кількості пусків N_x : 1 — при $n = 10$, $m = 8$, $M = 5$; 2 — при $n = 8$, $m = 6$, $M = 7$ для носія «Зеніт-3»

При визначеніх кількості макетів КА m , максимальній кількості КА n , заданій кількості успішних пусків M відносна загальна вартість відпрацювання КА, РН та формування космічної системи нелінійно залежить від кількості пусків N_x носія з макетами КА. Вираз для визначення екстремальної кількості пусків з макетами КА, отриманий з використанням рівняння (8), має вигляд

$$\begin{aligned} N_x^{ext} &= \frac{1-b}{c} + \\ &+ m \sqrt{\frac{M}{|c|(n+1)^2 - m^2}}. \end{aligned} \quad (9)$$

Додатний знак другої похідної (при $c < 0$) показує, що екстремальна точка (9) є мінімумом відносної загальної вартості. На рис. 4 наведено залежності відносної загальної вартості відпрацювання від кількості пусків N_x з макетами КА при прийнятих n , m , M . Видно, що відхилення від екстремальної точки за кількістю пусків N_x може призводити до певного підвищення загальної вартості відпрацювання РН, КА і формування космічної системи.

INTERNATIONAL SPACE SERVICE MARKET: PLACE AND FUTURE PROSPECTS OF UKRAINE

V. P. Gorbulin, A. I. Shevtsov, and V. S. Shekhovertsov

The present-day status of constructing commercial space vehicles and transport space systems is analysed. The price problem of forming the space system is discussed. Possible participation of Ukraine in the international cooperation is considered.

УДК 629.764:65.012.122

Оценка конкурентоспособности транспортной космической системы «Зенит-3SL»

В. К. Дорошкевич¹, В. И. Кузнецов¹,
Б. А. Ковалев², Ю. М. Гольдштейн¹

¹Інститут технічної механіки НАН України и НКА України, Дніпропетровськ

²Державне конструкторське бюро «Південне», Дніпропетровськ

Надійшла до редакції 18.04.00

Аналізується конкурентоспроможність транспортної космічної системи «Зеніт-3SL» на світовому ринку послуг по запуску геостаціонарних космічних апаратів. Дослідження виконані із застосуванням оригінальної економіко-математичної моделі, в якій мінімізується сумарна вартість фрахтів конкуруючих носіїв. Виконані у рамках цієї моделі дослідження показали, що у системи «Зеніт-3SL» є потенційна можливість освоєння до 65 % ринку запусків КА на геостаціонарну орбіту.

ВВЕДЕНИЕ

Услуги по запуску коммерческих космических аппаратов на геостационарную орбиту составляют существенную часть (свыше 60 % по стоимости) мирового рынка транспортно-космических услуг и в значительной степени определяют пути развития транспортных космических систем (ТКС) среднего и тяжелого классов [3, 5]. Основное назначение транспортной космической системы «Зенит-3SL» — запуски космических аппаратов на геостационарную орбиту. Разработка стратегии выхода новой ТКС на этот сегмент рынка и определение направлений развития самой системы должно основываться на оценке емкости рынка и анализе конкурентоспособности действующих на нем ТКС.

Основу прогноза ситуации на рынке запусков КА составляет анализ тенденций развития услуг, предоставляемых космическими аппаратами, и соответственно анализ тенденций развития самих КА, их фактические, либо прогнозируемые характеристики, планы запусков.

ПРОГНОЗ ЗАПУСКОВ КА, ОБЩАЯ ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

На основе анализа информации по планируемым запускам нами разработан прогноз программы запусков космических аппаратов на геостационарную орбиту: в десятилетие 2000—2009 гг. будет запущено примерно 250 аппаратов, из них коммерческими будут около 80 % (210 КА).

В соответствии с целью настоящей работы все предполагаемые к запуску КА (их массы находятся в диапазоне от 1100 до 4600 кг) разделены по массе на 13 групп (рис. 1). Аппараты каждой группы (их количество известно) в дальнейшем характеризуются средней массой и средней стоимостью.

В качестве претендентов на выведение этих аппаратов в работе рассматриваются 25 транспортных космических систем — носителей с соответствующей инфраструктурой, включая космодром. Эти системы выбраны в результате анализа всего множества существующих ТКС [3, 4].

При запусках на геостационарную орбиту каждая

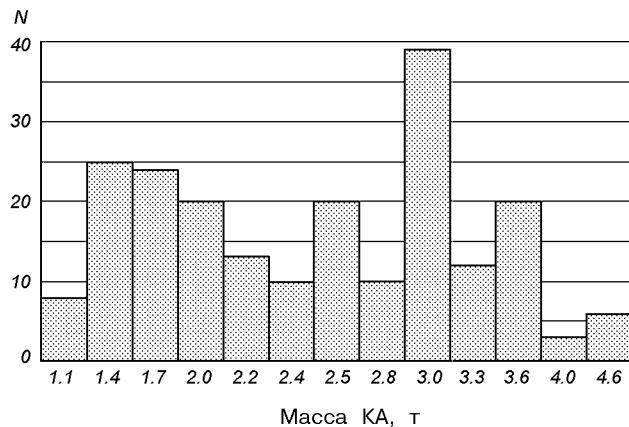


Рис. 1. Распределение по массам геостационарных КА, прогнозируемых на 2000—2009 гг.

ТКС характеризуется: орбитой доставки КА (геостационарная — GEO, либо переходная к геостационарной — GTO), энергетическими возможностями носителя (максимальной массой, выводимой на данную орбиту доставки), максимальным количеством КА в одном пуске, темпом пусков, надежностью, ценой пуска и ценой фрахта. Цена фрахта — сумма цены пуска и стоимости страховки носителя и КА, причем стоимость страховки принята равной произведению суммы цены пуска РН и средней стоимости КА в соответствующей группе на страховую ставку.

Состав конкурентов на рынке транспортно-космических услуг и принятые для исследований характеристики (надежность носителя, масса выводимого КА, цена пуска) приняты согласно [3, 4].

Итак, имеется заданное количество космических аппаратов, подлежащих запуску на геостационарную орбиту за рассматриваемый период, и заданное множество транспортных космических систем (ракет-носителей), которые претендуют на выведение этих КА.

В соответствии с подходом к анализу потенциальной конкурентоспособности ТКС, предложенным в [1], необходимо распределить все КА по носителям, удовлетворяя всем ограничениям и минимизируя суммарную (по всем носителям) стоимость фрахта. Последняя определяется как сумма стоимостей пуска и страховки. В этом оптимальном распределении каждый носитель будет обладать своей долей пусков (не исключено, что она окажется нулевой), которая и будет характеризовать его конкурентные возможности, определяемые стоимостными и техническими характеристиками. Изменение тех или иных характеристик позволит оце-

нивать изменения конкурентных возможностей носителя и определить наиболее перспективные пути его модернизации.

В реальности поставщики ТКС стремятся максимизировать свою долю на рынке, а заказчики — минимизировать свои расходы на запуски. Применение минимума суммарной стоимости фрахтов в качестве целевой функции позволяет провести сравнительный анализ конкурентоспособности различных ТКС в технико-экономическом аспекте. Таким образом, сравнительную конкурентоспособность ТКС будем определять через их доли в оптимальном плане распределения всех КА, подлежащих запуску за рассматриваемый период времени. По этим «натуральным» долям определяются стоимостные показатели: стоимость всех запусков, осуществляемых данной ТКС, ее доля в суммарной стоимости фрахтов, расходы, прибыль.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

При такой постановке задача оценки влияния технико-экономических факторов на распределение рынка транспортно-космических услуг может быть сведена к решению задачи целочисленного линейного программирования, в которой минимизируется суммарная стоимость всех фрахтов [1]. Приведем краткую математическую постановку этой задачи.

Задано m типов КА, подлежащих запуску за рассматриваемый период времени; $i \in \{1, m\}$ — номер типа КА. Всего за период подлежит запуску a_i аппаратов i -го типа.

Задано n типов РН; $j \in \{1, n\}$ — номер типа ТКС. Всего за период может быть осуществлено не более b_j пусков ТКС j -го типа.

Обозначим через $K_{ij} \in \{0, 1, \dots, K_{ij \max}\}$ — число КА i -го типа, выводимых ТКС j -го типа в одном пуске, а через C_{ij} — стоимость фрахта одной ракеты j -го типа для выведения K_{ij} аппаратов i -го типа в одном пуске. Пусть X_{ij} — заранее неизвестное количество пусков носителей j -го типа для выведения КА i -го типа. Задача состоит в минимизации суммарной стоимости фрахта использованных носителей

$$\sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n C_{ij} X_{ij} \rightarrow \min. \quad (1)$$

При этом все КА каждого типа должны быть выведены:

$$\sum_{j=1}^n K_{ij} X_{ij} = a_i \quad (2)$$

для $i \in \{1, n\}$, а количество пусков РН j -го типа не

должно превышать эксплуатационные и производственные возможности за рассматриваемый период:

$$\sum_{i=1}^m X_{ij} \leq b_j \quad (3)$$

для всех $j \in \{1, n\}$.

Количество пусков может быть только неотрицательным целым числом

$$X_{ij} \in \{0, 1, \dots\} \quad (4)$$

Необходимо найти $m \times n$ значений X_{ij} (матрицу \mathbf{X}), минимизирующих значение целевой функции (1) при ограничениях (2)–(4).

Задача (1)–(4) является «ядром» математической модели оценки конкурентоспособности ТКС [1].

Ограничения (2) и (3) могут оказаться несовместными (много спутников, мало ракет). В общем случае (когда возможен и дефицит транспортных возможностей) ограничения (2) следует записать в виде неравенства, учитывая что, что возможны ситуации, когда не все КА могут быть распределены по ТКС за рассматриваемое время

$$\sum_{j=1}^n K_{ij} X_{ij} \leq a_i. \quad (5)$$

Параметрами оптимизационной задачи (1)–(5) являются величины n , m , векторы a и b , матрицы $\|C_{ij}\|$ и $\|K_{ij}\|$. Через эти параметры выражаются взаимосвязи между техническими и экономическими показателями ТКС с одной стороны и грузопотоком на орбиту — с другой.

Грузоподъемность ракеты m_{ij} выступает одним из неявных ограничений задачи, от нее зависит величина $K_{ij \max}$ — максимально возможное количество КА i -го типа на ракете-носителе j -го типа. Определение m_{ij} проводится путем интерполяции справочных данных для рассматриваемых ТКС или по эмпирическим зависимостям. Более подробно модель и подготовка исходных данных рассмотрены в [1].

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ

На основе этой модели и соответствующих баз данных по носителям и космическим аппаратам нами проведены исследования сравнительной конкурентоспособности ТКС на различных сегментах рынка транспортно-космических услуг. Ниже излагаются результаты исследований для основного (по стоимости) сегмента — запусков коммерческих КА

на геостационарную орбиту в рассматриваемый период (без разбивки по годам).

Получены оптимальные по критерию минимума суммарной стоимости фрахтов распределения КА по ТКС для десятилетней программы запусков с использованием современного и перспективного парка носителей. При этом для носителей «Протон», «Ariane» и «Зенит-3SL» рассмотрены две возможности: каждый носитель одним пуском может вывести один аппарат, и каждый носитель одним пуском может вывести один либо два КА в соответствии со своими энергетическими возможностями. Сами распределения ввиду их громоздкости приводить не будем, ограничимся долями рынка, рассчитанными по ним.

Для современного парка ТКС (без учета «Зенит-3SL») вся программа запусков КА рассматриваемого десятилетия распределяется по носителям следующим образом: «Ariane-5» — 47 пусков, CZ-3B — 59, «Протон-16» и «Delta-2» — 25, что составляет 50, 30, 10 и 10 % рынка по стоимости услуг соответственно. Доли остальных ТКС оказались нулевыми.

Далее исследовалось влияние изменения цены пуска на конкурентоспособность носителя. Влияние эффекта, обусловленного возможными колебаниями страховой ставки не учитывалось, поскольку разница между максимальным и минимальным уровнями ставок для мирового парка носителей в настоящее время составляет 2–3 % (страховые ставки составляют около 12–15 %), а диапазон изменения цены пуска в расчетах составлял 25–40 %.

Уменьшение стоимости пуска РН «Протон» с 80 до 70 млн долл. не изменяет приведенного выше распределения (при неизменных стоимостях пусков остальных носителей). При значительном (до 60 млн долл.) уменьшении стоимости пуска доля рынка носителя «Протон» увеличится до 15 %, а доля «Ariane-5» — соответственно уменьшится. Уменьшение стоимости пуска «Atlas-3A» с 70 до 60 млн долл. позволит ему выйти на «оптимальный» рынок и занять на нем 6 % за счет «Ariane-5».

С выходом на рынок транспортно-космических услуг носителя «Зенит-3SL» со стоимостью пуска 75 млн долл. картина существенно изменяется: «оптимальный» рынок делят всего три ТКС. «Ariane-5» получает 20 %, CZ-3B — 35 % и «Зенит-3SL» — 45 %.

Уменьшение стоимости пуска РН «Протон» (с 80 до 70 млн долл.) позволяет ему занять 10 % рынка за счет «Зенит-3SL». Уменьшение стоимости пуска «Atlas-3A» с 70 до 60 млн долл. в этих условиях к перераспределению рынка не приводит.

При выходе на рынок носителя со стоимостью пуска 30 млн долл. и массе выводимого полезного груза до 2000 кг (например, типа «Циклон-4» [4]) происходит перераспределение рынка в его пользу только за счет ТКС «Зенит-3SL»: «Циклон-4» получает 20 %, а доля «Зенит-3SL» уменьшается с 45 до 25 %). Уменьшение стоимости пуска носителя «Циклон-4» до 25 млн долл. к изменению этого соотношения не приводит.

Проанализирована также ситуация возможного появления на рынке «дешевых» носителей. Для этого в состав конкурентов введено гипотетическое семейство из трех носителей (назовем все семейство G, а носители — G-1, G-2 и G-3) со стоимостями пуска 25, 35 и 40 млн долл. и массами выводимого полезного груза на GTO 1400, 2500 и 3000 кг соответственно (это примерно соответствует заявленным характеристикам семейства носителей GSLV [4]). В этом случае ситуация на рынке резко изменяется: семейство получает 30 %, носитель «Ariane-5» с рынка вытесняется полностью, доля рынка у носителей CZ-3B уменьшается на 10 %. Доли «Зенит-3SL» и «Циклон-4» на рынке не изменяются. Отметим, что этот результат имеет место при условии, что производственные возможности полностью удовлетворяют потребности рынка в носителях G (это 60 носителей в год) и полностью направлены на производство носителей G-3. При производстве в год 30 носителей G-1 и 30 G-3 доля всего семейства G остается той же, но рынок CZ-3B увеличивается вдвое за счет носителя «Циклон-4» (носитель G-1 забирает рынок у РН «Циклон-4», а G-3 — у CZ-3B).

Перейдем к главной цели нашей работы — анализу динамики изменения показателей конкурентоспособности ТКС «Зенит-3SL» от заявленной цены пуска.

В качестве опорных рассмотрены четыре уровня цены пуска: 60, 65, 70 и 75 млн долл. Отметим, что заявленная цена пуска РН «Зенит-3SL» — 85 млн долл. [4]. Характеристики остальных носителей приняты также в соответствии с [4]. Результаты расчетов по количеству пусков, доходов, долей рынка (по стоимости) ТКС «Зенит-3SL» за рассматриваемый период в 10 лет приведены в таблице и на рис. 2.

Как видим, оптимальная стоимость пуска носителя «Зенит-3SL» составляет 65 млн долл. В этом случае он значительно увеличивает свои доходы и долю рынка (за счет носителя CZ-3B). Но это достигается при условии, что стоимости пуска остальных носителей не уменьшаются. Отметим, что при возможности выведения за один пуск только одного аппарата количество пусков «Зенит-3SL»

Результаты расчета дохода и долей рынка

Стоимость пуска, млн долл.	Количество пусков	Доход, млрд долл.	Доля рынка, %
60	90	5.400	69
65	90	5.850	70
70	31	2.170	27
75	31	2.325	28

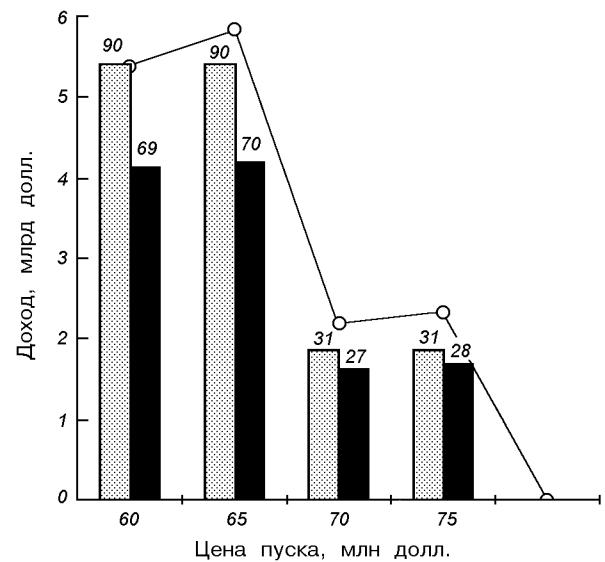


Рис. 2. Количество пусков, доход и доля рынка «Зенит-3SL» при различных уровнях цены пуска

уменьшается до 10.

При уменьшении стоимости пуска носителя CZ-3B с 60 до 55 млн долл. «Зенит-3SL» даже при стоимости пуска 60 млн долл. может рассчитывать на 31 пуск и доход 1860 млн долл. (27 % рынка). На 61 пуск «Зенит-3SL» при стоимости пуска 60 млн долл. может рассчитывать (при такой же стоимости пуска РН CZ-3B) при условии отсутствия на рынке носителя G-3 или при повышении стоимости его пуска с 40 до 60 млн долл.

Наконец, если будет реализована возможность запуска трех КА одним пуском «Зенит-3SL», его доля на рынке запусков на геостационарную орбиту при стоимости пуска 70 и 75 млн долл. существенно возрастет. Количество пусков увеличится с 31 до 49, доход — до 3675 млн долл., а доля рынка достигнет 46 %. При стоимости в 60 млн долл. достигаются следующие показатели: 79 пусков, 4740 млн долл. дохода и 65 % рынка.

ВЫВОДЫ

Рассмотрены вопросы возможной стратегии ценовой политики при выходе на рынок космических услуг носителя «Зенит-3SL». Показано, что оптимальная стоимость пуска носителя «Зенит-3SL» составляет 60—65 млн долл. а перспективное направление его развития — обеспечение возможности одновременного запуска на геостационарную орбиту трех космических аппаратов. Это дает потенциальную возможность освоения до 65 % рынка транспортно-космических услуг по запускам на геостационарную орбиту.

1. Гольдштейн Ю. М., Дорошкевич В. К., Ковалев Б. А., Кузнецов В. И. Математическая модель для оценки конкурентоспособности транспортных космических систем // Техническая механика.—1999.—№ 1.—С. 63—68.
2. Isakowitz S. J. International Reference Guide to Space Launch Systems: 2-nd ed. — Washington, DC: Publ. by AIAA.—1994.—341 p.

3. Jane's Space Directory: 13-th ed. / Ed. Ph. Clark. — Couisdon, UK: Jane's Information Group, 1997—1998.—553 p.
4. Launchers of the World: Data as of May 24, 1999. // Int. Space Industry Report (ISIR).—1999.—3, N 5.—P. 31—34.
5. Villain R., Brenke B., Chenard S. Launch Service Market Survey, Worldwide Prospects: 1996—2006. — Paris: Euroconsult, 1996.—120 p.

ESTIMATION OF SPACE TRANSPORTATION SYSTEM ZENIT-3SL COMPETITIVENESS

V. K. Doroshkevich, V. I. Kuznetsov,
B. A. Kovalev, and Yu. M. Goldstein

We analyze the competitiveness of the space transportation system Zenit-3SL in the global market of the commercial GEO-missions. The analysis is based on an original economic-mathematical model in which the summary cost of freights of competitive launchers is minimized. Our research within the framework of this model showed that Zenit-3SL has a potential possibility of assimilating up to 65 % of the GEO-missions market.

Ракеты-носители

США*

Поступила в редакцию 11.10.99

Розглядається парк космічних транспортних засобів США, історія їхнього розвитку, сучасний стан і перспективи. Приводяться деякі основні характеристики.

Освоение космического пространства в США началось с запуска искусственного спутника Земли «Эксплорер», выведенного на орбиту 31 января 1958 г. ракетой-носителем (РН) «Джuno-1». Затем последовали запуски «Авангард» и «Джuno-2». Ракета-носитель «Авангард» создавалась на базе баллистической ракеты «Редстоун», «Джuno-2» представляла собой модификацию армейской баллистической ракеты средней дальности «Юпитер».

РН «Авангард» (первый запуск — 15.03.58 г.) явилась важным этапом в развитии ракетной техники США. Впервые в США была спроектирована и создана специально для вывода ИСЗ первая трехступенчатая ракета с автономной системой управления. Она дала богатый научно-технический опыт и явилась конструктивной основой для ряда последующих типов РН — модернизированные варианты первой и второй ступеней в дальнейшем использовались для верхних ступеней РН семейства «Торад-Дельта» и «Скаут».

Низкая надежность РН «Авангард» не позволила использовать ее для запусков космических объектов, хотя по конструктивному уровню она стояла значительно выше, чем созданная по срочному заказу РН «Джuno». Дальнейшего развития эти программы не получили, и запуски РН этих семейств в начале 1960-х годов были прекращены. Им на смену пришли более мощные семейства РН: «Атлас» и «Тор», а несколько позже — РН «Титан».

РН «Атлас» и «Титан» в различных модификациях находятся в эксплуатации до настоящего времени. РН «Тор» после некоторых запусков ряда ее модификаций была существенно доработана, получила название «Тор-Дельта» («Дельта-1904») и стала основой большой серии РН «Дельта», которые также находятся в эксплуатации до настоящего времени.

Изменение грузопотока в конце 1970-х — начале 1980-х гг., которое заключалось в появлении большого числа ИСЗ с высокими рабочими орбитами (синхронными, солнечно-синхронными и геостационарной), потребовало наращивания энергетических способностей РН, что было достигнуто за счет установки на них верхних ступеней («Аджена», «Центавр», «Транстейдж» и т. д.). При этом было предусмотрено, что эти ступени могут быть использованы в сочетании с различными базовыми РН. Так появились РН «Титан-Центавр», «Атлас-Аджена», «Атлас-Центавр» и т. д.

Основные семейства РН в США развивались преимущественно путем расширения состава и улучшения характеристик верхних ступеней, а также применения стартовых ускорителей, необходимость чего объясняется увеличением стартовой массы при установке более массивных и энергоемких верхних ступеней. Первые ступени, как правило, оставались без изменений.

Показательным в этом смысле является семейство РН «Титан». На базе двухступенчатой межконтинентальной баллистической ракеты, дооснащенной различными верхними ступенями («Аджена», «Транстейдж», «Центавр») и стартовыми ускорителями, был получен ряд РН средней грузоподъемности, которые широко использовались для запусков военных и гражданских полезных нагрузок. Новый ее вариант РН «Титан-4» является носителем тяжелого класса и эксплуатируется в настоящее время.

Особое место в ряду американских ракет-носителей занимают РН «Сатурн-IB» и «Сатурн-5», которые создавались не на базе баллистических ракет, а специально разрабатывались для реализации программы пилотируемых полетов на Луну. При этом на РН «Сатурн-IB» практически шла отработка новых технологий, в первую очередь кислородно-

* Обзор подготовлен в КБ «Южное» по материалам изданий: «Аэрокосмос» (1997—1999), «Ракетно-космическая техника» (1996—1999), «Новости космонавтики» (1997—1999), а также БИНТИ-1, ЗККС, «Теле-Спутник», «Армейский сборник», «Итоги науки и техники ВИНИТИ».

водородных жидкостных ракетных двигателей (ЖРД), а на РН «Сатурн-5» было возложено выведение на орбиту лунного комплекса, а впоследствии — орбитальной космической станции «Скайлэб». Отсутствие к моменту завершения программы пилотируемых полетов на Луну других программ, требующих выведения на орбиту больших грузов, повлекло за собой свертывание производства этих уникальных РН грузоподъемностью около 130 т на низкую околоземную орбиту.

Значительным шагом в создании транспортных космических систем была разработка многоразового транспортного корабля (МТКК) «Спейс Шаттл» — первого космического средства выведения с повторно используемыми элементами. Ввод его в эксплуатацию открыл новые возможности для ракетно-космической техники. Одна из них — это возвращение на Землю отказавших космических объектов, что весьма перспективно при их возрастающих сложности и стоимости.

В конце 1980-х годов в области средств выведения полезной нагрузки в космос возникло некоторое противоречие между необходимостью оперативной доставки на околоземные орбиты малогабаритных разведывательных, связных, коммерческих и других спутников и экономической целесообразностью использования для этих целей как традиционных одноразовых РН средней грузоподъемности, так и МТКК «Спейс Шаттл». Катастрофа МТКК «Спейс Шаттл» в 1986 г. не только привела к более чем двухлетнему перерыву в полетах и дальнейшему снижению темпов эксплуатации системы, но и поставила под угрозу выполнение всей национальной космической программы США. Такое положение явилось результатом недальновидной стратегии развития транспортной космической системы США, вследствие которой реализация основных задач освоения околоземного космического пространства была возложена только на МТКК «Спейс Шаттл», а дальнейшее развитие РН одноразового применения не предусматривалось.

Поэтому в конце 1980-х гг. объективной необходимостью стала разработка нового малогабаритного экономичного средства доставки, обеспечивающего оперативное выведение на орбиты небольших объектов при пуске из различных районов земного шара. При изучении концепции новых средств доставки полезной нагрузки в космос специалисты США особое внимание обратили на возможность применения ракеты, запускаемой в воздухе с самолета-носителя. В апреле 1990 г. был успешно осуществлен первый испытательный пуск РН «Пегас», запускаемой с самолета-носителя. В настоящее время парк транспортных систем выведения США

включает РН различных классов:

- РН сверхлегкого класса — «Пегас-XL», «Атена»;
- РН легкого класса — «Таурус», «Атена-2», «Канестога»;
- РН среднего класса — «Дельта-2-7325», «Дельта-2-7425»;
- РН промежуточного класса — «Дельта-2-7925», «Дельта-3», «Дельта-4M», «Атлас-2A», «Атлас-2AS», «Атлас-3A», «Атлас-5»;
- РН тяжелого класса — «Атлас-3B», «Дельта-4M+4.2», «Дельта-4M+5.2», «Дельта-4M+5.4»;
- РН сверхтяжелого класса — «Титан-4A», «Титан-4B», «Дельта-4», МТКК «Спейс Шаттл».

Некоторые основные характеристики данных РН представлены в таблице.

РН «ПЕГАС»

РН «Пегас» разработана корпорацией «Орбитал Сайенсиз» совместно с фирмой «Геркулиз Аэроспейс» в течении двух лет. Она представляет собой систему воздушного базирования: старт осуществляется с борта самолета на высоте 12 км. Эта РН предназначена для выведения на орбиты малых космических аппаратов. Запуск ракеты с самолета-носителя позволяет обеспечить возможность широкого маневра азимутами пуска, а значит и возможными наклонениями орбит, независимо от точки пуска. Самолет-носитель может взлететь практически с любого аэродрома. Чтобы вывести полезную нагрузку на экваториальную орбиту, ему достаточно выйти в район экватора. Это немаловажное достоинство для тех стран, которые не располагают космодромами в районе экватора. Использование самолета-носителя устраняет необходимость в дорогостоящих стартовых комплексах с большим количеством обслуживающего персонала. Немаловажным фактором является и сравнительно большая безопасность пуска ракеты в воздухе, поскольку отделение ракеты от самолета-носителя может производиться над акваторией океана вдали от населенных районов. Установка ракеты на самолет-носитель перед вылетом занимает 1-2 ч. Общая численность персонала стартового расчета для обслуживания РН «Пегас» составляет 6-10 человек.

РН «Пегас» выполняется по трехступенчатой схеме. На всех ступенях устанавливаются твердотопливные ракетные двигатели (РДТТ) фирмы «Геркулиз Аэроспейс». РН «Пегас» может оснащаться дополнительной (четвертой) жидкостной ступенью HAPS (Hydrazine Auxiliary Propulsion System), уве-

Основные характеристики РН США

Ракета-носитель	Фирма-разработчик	Стартовый вес, т	Количество ступеней	Вес выводимой РН, кг		Состояние
				низкая околоземная орбита	геостационарная орбита	
«Пегас-XL»	«Орбитал Сайенсиз»	22.5	3	430	—	В эксплуатационном состоянии. В составе РН может использоваться четвертая ступень (HAPS)
«Атена-1»	«Локхид Мартин»	66.5	2	700	—	В эксплуатационном состоянии. Первый запуск (15.08.95) был неудачным
«Атена-2»	«Локхид Мартин»	127	3	1450	—	В эксплуатационном состоянии. Первый запуск произведен 06.01.98
«Таурус»	«Орбитал Сайенсиз»	73	4	1300	—	В эксплуатационном состоянии. Первый запуск произведен 13.03.94
«Дельта-2» (7325)	«Боинг»	152	2	2700	950	Первый запуск планировался на конец 1998 г. — начало 1999 г.
«Дельта-2» (7425)	«Боинг»	166	2	3100	1100	Первый запуск планировался на конец 1998 г. — начало 1999 г.
«Дельта-2» (7925)	«Боинг»	232	2	5141	1870	В эксплуатационном состоянии. Первый запуск произведен 14.02.89
«Дельта-3»	«Боинг»	300	2	8300	3810	В эксплуатационном состоянии. Первый запуск (26.08.98) был аварийным
«Дельта-4М»	«Боинг»	250	2	—	3900	Разрабатываемая
«Дельта-4М+4.2»	«Боинг»	270	2	9000	5300	Разрабатываемая
«Дельта-4М+5.2»	«Боинг»	270	2	7800	4350	Разрабатываемая
«Дельта-4М+5.4»	«Боинг»	300	2	10300	6120	Разрабатываемая
«Дельта-4»	«Боинг»	670	2	20500	13000	Разрабатываемая
«Атлас-2A»	«Локхид Мартин»	187	2	7300	3070	Первый запуск произведен 10.06.92
«Атлас-2AS»	«Локхид Мартин»	234	2	8600	3720	В эксплуатационном состоянии. Первый запуск произведен 15.12.93
«Атлас-3A»	«Локхид Мартин»	221	2	8600	4050	Первый запуск планировался на июль 1999 г. В дальнейшем был отложен
«Атлас-3B»	«Локхид Мартин»	225	2	—	4500	Разрабатываемая
«Титан-4A»	«Локхид Мартин»	864	3	17000	6350	Первый запуск был осуществлен 14.06.89. Последний — 13.08.98
«Титан-4B»	«Локхид Мартин»	940	3	—	—	В эксплуатационном состоянии. Первый запуск был произведен 23.02.97
МТКК «Спейс Шаттл»	«Боинг»	2000	2	21500	—	В эксплуатационном состоянии. Первый запуск произведен 12.04.81
«Канестора-1620»	«EER Системс»	87.5	3	900	—	Первый пуск осуществлен 23 октября 1995 г.

личивающей грузоподъемность ракеты примерно на 10 %. Эта ступень использовалась при втором запуске ракеты «Пегас» и предназначалась для повышения точности разведения выводимых микроспутников. Для улучшения технико-эксплуатационных характеристик РН «Пегас» корпорация «Орбитал Сайенсиз» осуществляла работы по ее модернизации. В настоящее время создана РН «Пегас-XL», отличающаяся от базовой модели удлиненными первой и второй ступенями.

Первый запуск РН «Пегас-XL» состоялся 27 июня 1994 г.

РН СЕМЕЙСТВА «АТЕНА»

В рамках программы «Атена» компания «Локхид Мартин» создала семейство РН, обеспечивающих

выведение КА сверхлегкого и легкого классов. При создании РН «Атена» (первоначальное наименование LLV, MLLV) компания ограничилась использованием имеющихся дешевых технических решений, блоков и материалов, за исключением новой и более совершенной электроники. В составе РН «Атена» используется твердотопливный двигатель «Кастор-120» фирмы «Тиокол Пропалшен». Этот двигатель был создан на базе РДТТ первой ступени МБР МХ. Он может использоваться либо как первая или вторая ступень, либо как навесной стартовый ускоритель. Семейство РН «Атена» включает РН «Атена-1» и «Атена-2».

РН «Атена-1» представляет собой сборку твердотопливных двигателей «Кастор-120» (первая ступень) и «Орбус-21D» фирмы «Пратт энд Уитни» (вторая ступень). В качестве верхней (третьей) ступени используется доводочная ступень ОАМ

(Orbit Adjust Module). РН «Атена-2» использует двигатели «Кастор-120» на первой и второй ступенях и «Орбус-21D» на третьей ступени. РН «Атена-2» оснащается также доводочной ступенью ОАМ (четвертая ступень).

Первый запуск РН «Атена-1» (под обозначением LLV-1) был осуществлен 15 августа 1995 г. Первый запуск РН «Атена-2» состоялся 7 января 1998 г. При этом запуске была выведена автоматическая межпланетная станция «Лунар Проспектор». Запуски РН семейства «Атена» осуществляются с авиабазы ВВС Ванденберг и мыса Канаверал. На середину 2000 г. запланирован запуск с космодрома на о. Кодьяк (штат Аляска).

РН «ТАУРУС»

РН «Таурус» была разработана фирмой «Орбитал Сайенсиз» по контракту, заключенному в 1986 г. с Управлением перспективных исследований Министерства обороны (DARPA) на создание стандартного малого носителя (SSLV — Standart Small Launch Vehicle). РН предназначена для выведения на орбиту легких КА. Среди требований, выработанных DARPA к этой транспортной системе, указывались мобильность системы (обеспечение возможности транспортировки РН и стартового оборудования автодорожными и авиационными средствами), установка РН на пусковом устройстве и проведение предстартовых операций в течение не более пяти дней, осуществление старта ракеты в течение 72 ч после принятия решения на запуск. РН «Таурус» относится к новому поколению РН, запуск которых может осуществляться из любой заданной точки при минимальном количестве обслуживающего персонала.

Высокие характеристики РН достигнуты за счет применения перспективных двигателей, конструкционных материалов и электронных схем. РН «Таурус» состоит из четырех твердотопливных ступеней. Первая ступень представляет собой двигатель «Кастор-120». Вторая, третья и четвертая ступени являются соответственно первой, второй и третьей ступенями РН «Пегас».

Первый запуск РН «Таурус» состоялся 13 марта 1994 г. со стенда на базе ВВС Ванденберг. РН вывела на орбиту два военно-исследовательских КА STEP-O и DARPA-SAT. В феврале 1998 г. состоялся запуск усовершенствованной РН «Таурус-2210». При этом запуске использовался головной обтекатель большого диаметра. Для размещения совместно с основной РН двух дополнительных КА использовался адаптер DPAF (Dual Payload Attach

Fitting). Запуски РН «Таурус» осуществляются с авиабазы ВВС Ванденберг, а также с мыса Канаверал и полигона НАСА на о. Уоллопс.

РН СЕМЕЙСТВА «КАНЕСТОГА»

РН «Канестога» создана фирмой «Спейс Сервисиз». В рамках этой программы было создано несколько моделей РН. Первый вариант этой РН — «Канестога-1» после пяти лет отработки так и не вышел на этап эксплуатационных полетов. Был осуществлен только демонстрационный полет (9 сентября 1982 г.). Поскольку запуск прошел успешно, фирма уже через два года могла бы осуществлять коммерческие запуски РН семейства «Канестога». Однако подготовленные фирмой проекты РН не нашли финансовой поддержки. В 1990 г. находящаяся в сложном финансовом положении фирма «Спейс Сервисиз» была приобретена компанией «EER Системз», которая стала ответственной за РН «Канестога» и продолжила их разработку.

РН семейства «Канестога» включают РН «Канестога-1620, -1229, -1610, -1220, -1979». Все модели РН «Канестога» комплектуются из типовых ракетных блоков с РДТТ «Кастор» фирмы «Тиокол», установленных по пакетной схеме. В качестве верхней ступени используются РДТТ «Стар-37F, -48V, -63F» фирмы «Тиокол». Первый запуск РН «Канестога» осуществлен 23 октября 1995 г. При этом запуске использовалась модель «Канестога-1620». Запуск был аварийный. Второй запуск РН «Канестога» модели 1229 фирма «EER Системз» планировала осуществить во второй половине 1998 г. Однако по состоянию на июль 1999 г. запуски РН «Канестога» не проводились.

РН СЕМЕЙСТВА «ДЕЛЬТА»

Разработкой РН «Дельта» занималась компания «Мак-Доннел Дуглас». В 1997 г. компания «Мак-Доннел Дуглас» была приобретена компанией «Боинг», которая в настоящее время отвечает за РН «Дельта». Эксплуатация РН семейства «Дельта» началась 13 мая 1960 г., когда состоялся первый пуск новой РН, разработанной для выведена на орбиту связных спутников «Эхо».

С момента первого запуска происходит постоянное совершенствование РН в соответствии с потребностями транспортных операций. Были созданы различные модификации РН «Дельта»: «Дельта-1904, -2914, -A, -3914, -3920, -4920, -5920» и др. Эксплуатация этих РН завершена.

В 1986 г. BBC США объявили конкурс MLV-1 (Medium Launch Vechicle — ракета-носитель среднего класса) с целью выбора средств выведения спутников «Навстар». В рамках этого конкурса был представлен проект РН «Дельта-2», который был признан лучшим. По контракту с BBC были созданы две модели РН «Дельта-2». Модель 6925 была предназначена для выведения на орбиту первых девяти спутников «Навстар», модель 7925 — последующих одиннадцати. Кроме того, были созданы модели РН «Дельта-2» для выведения на орбиту американских и международных коммерческих полезных нагрузок, а также ИСЗ, принадлежащих NASA. В настоящее время различные модели РН «Дельта-2» обеспечивают выведение ПН на орбиту.

В штатном варианте трехступенчатая РН «Дельта-2» (модель 7925) комплектуется девятью ускорителями GEM-40 фирмы «Эллайент Тексистемз». Первая ступень оснащается ЖРД RS-27A фирмы «Рокетдайн», работающем на смеси жидкого кислорода и керосина RP-1. Вторая ступень оснащается двигателем AJ10-118K фирмы «Аэроджет», использующем в качестве компонентов топлива аэрозин-50 и четырехокись азота. Третья ступень оснащается твердотопливным двигателем «Star-48» фирмы «Тиокол». В зависимости от задачи полета РН «Дельта-2» может оснащаться тремя или четырьмя твердотопливными ускорителями (модели 7325 и 7425 соответственно). Первый запуск РН «Дельта-2» был осуществлен в 1989 г.

В связи с возросшими потребностями в представлении услуг по средствам и тенденции к созданию более тяжелых спутников связи, обладающих большими возможностями, компанией «Боинг» была создана двухступенчатая РН «Дельта-3». В качестве маршевого двигателя первой ступени используется ЖРД RS-27A. Однако изменены габариты топливного бака горючего — уменьшена длина и увеличен диаметр (с 2.4 до 3.99 м). В результате этого была несколько изменена конфигурация верхней части первой ступени в целях облегчения ее интеграции с совершенно новой второй ступенью РН «Дельта-3». В качестве второй ступени используется криогенная ступень с кислородно-водородным двигателем RL10B-2. На двигателе используется раздвижное сопло фирмы SEP. В составе РН «Дельта-3» используются девять твердотопливных ускорителей GEM-46 большей размерности, чем GEM-40 на РН «Дельта-2». Несмотря на существенные отличия, новая РН имеет высокий уровень унификации с РН «Дельта-2» — ЭВМ наведения и большая часть бортового радиоэлектронного оборудования используются с РН «Дельта-2». Первый запуск РН «Дельта-3» состоялся 27 августа 1998 г.

Полезной нагрузкой при этом запуске являлся спутник «Гэлакси-10» корпорации «Панамсат». Запуск окончился аварией. Второй запуск РН «Дельта-3» со спутником связи «Орион-3» состоялся 5 мая 1999 г. и был успешным. Однако не состоялось повторное включение двигателя второй ступени, и спутник был выведен на нерасчетную орбиту.

В настоящее время компания «Боинг» располагает заказами на выведение ракетами «Дельта-3» 17 спутников связи (12 спутников фирмы «Хьюз» и пять — фирмы «Лорал») на общую сумму 1.5 млрд. дол. РН «Дельта-3» рассматривается компанией «Боинг» как переходной шаг от ракеты «Дельта-2» к «Дельта-4», создаваемой в рамках программы EELV (Evolved Expendable Launch Vehicle).

РН семейства «Дельта-4» включают три модели : легкого («Дельта-4S»), среднего («Дельта-4M») и тяжелого («Дельта-4H») классов. РН семейства «Дельта-4» строятся по модульному принципу. Все модели используют общий центральный блок СВС (Common Booster Core), оснащенный кислородно-водородным двигателем RS-68 фирмы «Рокетдайн». В качестве верхних ступеней всех моделей используются вторые ступени РН «Дельта-2» и «Дельта-3». РН «Дельта-4», создаваемые по программе EELV, будут использоваться для выведения полезных нагрузок по программам Министерства обороны. В целях расширения возможностей по выведению КА среднего класса компания «Боинг» рассматривает варианты оснащения РН «Дельта-4M» двумя или тремя твердотопливными ускорителями GEM-60 фирмы «Эллайент Тексистемз». Эти модели получили обозначение «Дельта-4M+4.2», «Дельта-4M+5.2» и «Дельта-4M+5.4». Эти РН рассчитаны на коммерческое применение. Первый коммерческий запуск РН «Дельта-4» запланирован на 2001 г., выведение полезных нагрузок по правительенным программам запланировано на 2002—2006 гг. Запуски РН семейства «Дельта-4» будут осуществляться с мыса Канаверал и авиабазы BBC Ванденберг.

РН СЕМЕЙСТВА «АТЛАС»

РН семейства «Атлас» свои первые полеты осуществила в 1957 г. как межконтинентальная баллистическая ракета, а в дальнейшем она была модифицирована для обеспечения выведения ПН на геоцентрическую орбиту. Эта ракета создана компанией «Дженерал Дайнемикс». На базе МБР «Атлас» была создана ступень SLV-3D (Standardized Launch Vehicle), которая являлась базовым элементом для различных ПН, например, «Атлас-Адже-

на», «Атлас-Эйбл», «Атлас-Центавр». Энергетические характеристики ступени SLV (МБР «Атлас») при комплектации небольшим разгонным блоком позволяли выводить на низкие околоземные орбиты ПН массой до полутора тонн. Поэтому модифицированные варианты снятых с вооружения баллистических ракет стали применяться в качестве средств выведения космических объектов. С помощью РН «Атлас-D» в начале 1960-х годов были осуществлены первые пилотируемые полеты по программе «Меркурий». Ракеты, получившие обозначение «Атлас-E, F, H», использовались ВВС для запуска военных аппаратов.

В 1962 г. была начата эксплуатация РН «Атлас-Центавр». В качестве первой ступени использовалась ступень SLV-3D. Второй ступеню «Атлас-Центавр» является жидкостный разгонный блок «Центавр». За более чем 35 лет эксплуатации РН «Атлас-Центавр» было выведено на орбиту 68 космических аппаратов. Последний запуск РН «Атлас-Центавр» проведен в 1989 г.

На базе РН «Атлас-Центавр» была создана РН «Атлас-1». Первый запуск этой РН состоялся 25 июля 1990 г. Программа «Атлас-1» была рассчитана на 18 запусков. Но немного позднее компанией «Дженерал Дайнемикс» был выигран контракт ВВС США на создание универсального носителя — Medium Launch Vehicle II. В качестве носителя по проекту MLV II уже предлагалось использовать РН «Атлас-2», поэтому программа «Атлас-1» была сокращена до 11 запусков. Из них три были неудачными.

РН «Атлас-2» создавалась как более мощная версия носителя «Атлас». По сравнению с РН «Атлас-1» были увеличены твердотопливные ускорители, установлены более мощные маршевые двигатели. Также был модифицирован разгонный блок «Центавр», который был увеличен в размерах и оснащен более мощными двигателями RL10A-3-3A фирмы «Пратт энд Уитни». Первый запуск РН «Атлас-2» состоялся 7 декабря 1991 г. В 1987 г. было принято решение о коммерческой эксплуатации носителей семейства «Атлас». Специально для этого была создана двухступенчатая РН «Атлас-2A». Первая ступень оснащается двигателем MA-5 фирмы «Рокетдайн», вторая ступень — двумя ЖРД RL10A-4-1 фирмы «Пратт энд Уитни». Первый запуск РН «Атлас-2A» состоялся 9 июня 1992 г. Для выведения на геостационарную орбиту более тяжелых спутников была создана модификация РН «Атлас-2AS», отличающаяся от РН «Атлас-2A» наличием четырех твердотопливных ускорителей. Первый запуск РН «Атлас-2AS» состоялся 15 декабря 1993 г. Разные модификации РН «Атлас-2»

находятся в эксплуатации в настоящее время.

После того как в 1994 г. компания «Мартин Мариетта» приобрела компанию «Дженерал Дайнемикс», а немного позднее произошло объединение «Мартин Мариетта» и «Локхид Корпорейшн», распоряжаться носителем «Атлас» стала новая компания — «Локхид Мартин Корпорейшн». В апреле 1998 г. компания «Локхид Мартин Корпорейшн» объявила о своих планах создания нового семейства РН, получившего обозначение «Атлас-3» и включающего РН «Атлас-3A» и «Атлас-3B». Первая ступень РН «Атлас-3A» оснащается российским кислородно-керосиновым двигателем РД-180. В качестве второй ступени используется криогенный разгонный блок «Центавр» с двигателем RL10A-4-1. На базе «Атлас-3A» компания «Локхид Мартин» проектирует ракету «Атлас-3B». Ее основным отличием от базовой модели станет верхняя ступень «Центавр», которая будет оснащаться двумя двигателями RL10A-4-2, а также топливными баками увеличенного объема. Первый запуск РН «Атлас-3B» может состояться в середине 2000 г. Первый запуск РН «Атлас-3A» был запланирован на 15 июня 1999 г. Однако в дальнейшем запуск был отменен.

Следующей РН в серии «Атлас» должно стать семейство РН «Атлас-4», оно создается в рамках программы EELV. Основным элементом РН «Атлас-4» является типовой центральный блок Common Core Booster (CCB) с лицензированным российским двигателем РД-180. РН семейства «Атлас-4» включает РН среднего и тяжелого классов. Поскольку РН «Атлас-4» создается на государственные деньги, она не может использоваться для коммерческих запусков. К тому же семейство этих РН разрабатывается под определенные полезные нагрузки Министерства обороны, порой значительно отличающиеся от тех, которые сейчас существуют или планируются для рынка коммерческих нагрузок. В связи с этим компания «Локхид Мартин» приступила к разработке РН семейства «Атлас-5». Эти РН создаются прежде всего для коммерческого рынка. Они обеспечат выведение на геопереходную орбиту нагрузки массой от 4.1 до 8.2 т. Основным элементом РН семейства «Атлас-5» станет центральный блок CCB, используемый по программе EELV. В качестве второй ступени используется разгонный блок «Центавр» с одним или двумя двигателями RL10A-4-2. Для РН «Атлас-5» используются три типа обтекателей. Из этих элементов планируется собирать РН четырех серий: 300, 400, 500 и HLV (Heavy Launch Vehicle — тяжелый носитель). Первый запуск РН «Атлас-5» 300/400 планируется компанией «Локхид Мартин» на IV квартал 2000 г.

РН СЕМЕЙСТВА «ТИТАН»

Создание ракет семейства «Титан» компании «Мартин Мариэтта» началось в 1955 г. с МБР «Титан-1». Позднее была создана МБР «Титан-2», модифицированный вариант которой использовался для запусков космических кораблей «Джемини» и получил название РН «Титан-2-Джемини». По этой программе было выполнено 10 пилотируемых и два непилотируемых космических запуска. Позднее по заказу ВВС США и НАСА была разработана следующая модификация ракеты — «Титан-3». Эта ракета создавалась уже только как космический носитель. В рамках программы «Титан-3» было создано несколько модификаций РН — «Титан-3A, -3B, -3C, -3D, -3E, -34D».

В конце 1980-х годов в связи со снятием с вооружения МБР «Титан-2» вновь было обращено внимание на возможность использования этой ракеты для выведения полезных нагрузок на низкие околоземные орбиты. Фирма «Мартин Мариэтта» подписала с ВВС США контракт, предусматривающий модификацию восьми МБР «Титан-2» в РН, получивших наименование «Титан-2-23G». Первый запуск РН «Титан-2-23G» состоялся 5 сентября 1988 г. Эксплуатация этой РН осуществляется в настоящее время.

В 1985 г. компания «Мартин Мариэтта» получила контракт от ВВС США на создание тяжелой РН «Титан-4». Первоначально программа предусматривала создание и запуск 10 носителей, затем она была расширена до 23 запусков. В ноябре 1989 г. был заключен дополнительный контракт еще на 18 запусков. Сейчас компания «Локхид Мартин», которая после объединения «Локхид Корпорейшн» и «Мартин Мариэтта» занимается производством РН «Титан», имеет контракт на 41 запуск РН «Титан-4» до 2003 г. РН «Титан-4» (первоначальное наименование «Титан-34D-7») разрабатывалась как дополнение к МТКК «Спейс Шаттл».

В рамках программы «Титан-4» созданы РН «Титан-4A» и «Титан-4B». Базовые (центральные) блоки обеих ракет практически аналогичны; РН «Титан-4B» отличается более мощными ускорителями, усовершенствованной системой прекращения полета (Flight Terminator System) и стандартизованными электромеханическими интерфейсами полезного груза. РН «Титан-4A» оснащается семисегментными твердотопливными ускорителями SRM корпорации «Юнайтед Текнолоджиз»; в составе РН «Титан-4B» используются более мощные трехсегментные твердотопливные ускорители SRMU фирмы «Эллайент Тексистемз». Использование ускорителей SRMU позволило увеличить грузоподъем-

ность РН «Титан-4B» по сравнению с «Титан-4A» на 25 %. Запуски РН «Титан-4B» могут осуществляться с авиабазы ВВС Ванденберг и мыса Канаверал. Эта РН используется, главным образом, для выведения спутников Министерства обороны. Первый запуск «Титан-4A» состоялся 14 июня 1989 г., последний, 22-й, состоялся 13 августа 1998 г. Первый запуск «Титан-4B» состоялся 23 февраля 1997 г. Эксплуатация этой ракеты осуществляется по настоящее время.

МТКС «СПЕЙС ШАТТЛ»

Разработка многоразовой транспортной космической системы (МТКС) «Спейс Шаттл» началась в 1972 г. после трехлетних проектных исследований и рассмотрения различных альтернативных вариантов многоразовых транспортных систем. В результате был принят вариант многоразового транспортного космического корабля (МТКК), состоящего из пилотируемого космического самолета (КС), двух спасаемых твердотопливных ускорителей и подвесного топливного бака.

Первый запуск МТКК (впоследствии МТКС) «Спейс Шаттл» был осуществлен 12 апреля 1981 г. МТКК «Спейс Шаттл» выполнен по двухступенчатой схеме с параллельной работой ступеней. Первой ступенью служат два твердотопливных ускорителя. После отделения на высоте около 40 км ускорители с помощью парашютной системы опускаются в океан, буксируются на плаву на стартовый комплекс и после восстановительного ремонта и снаряжения топливом могут использоваться повторно (расчетный ресурс — 20 полетов). Вторая ступень — космический самолет — пилотируемая орбитальная. Она обладает достаточно высокими аэродинамическими качествами, обеспечивающими «комфортабельные» условия (по перегрузкам и температурам) при входе в атмосферу и возможность продольного и бокового маневра для посадки на космодром. КС оснащается тремя маршевыми ЖДР SSME. Запас топлива для маршевой двигательной установки второй ступени находится во внешнем (подвесном) топливном баке, являющимся единственным элементом МТКС одноразового использования. Топливный бак отделяется от КС при скорости, несколько меньшей орбитальной, и после отделения по баллистической траектории входит в атмосферу, частично разрушается и падает в океан. В составе МТКС до 1986 г. использовались четыре КС — «Колумбия», «Челленджер», «Дискавери», «Атлантик». Затем был создан еще один аппарат — «Индевор».

После катастрофы МТКС «Спейс Шаттл» 28 января 1986 г. (25-й полет) в эксплуатации «Спейс Шаттл» был длительный перерыв, связанный с необходимостью анализа причин катастрофы и внесения соответствующих изменений в его конструкцию. В результате прогара корпуса ускорителя в месте соединения секций произошел взрыв жидкого топлива в подвесном топливном баке, что привело к разрушению КС «Челленджер». Очередной 26-й полет был осуществлен только 29 сентября 1988 г. Основные усилия в процессе доработки МТКС «Спейс Шаттл» после катастрофы были направлены на повышение безопасности полета и коснулись в первую очередь конструкции твердотопливного ускорителя.

В мае 1997 г. Центр Маршалла предоставил фирмам «Боинг» и «Локхид Мартин» контракты по 1 млн. долл., предусматривающие проведение конкурсных исследований облика новых жидкостных возвращаемых ускорителей для МТКС «Спейс Шаттл» вместо твердотопливных. Использование полностью многоразового ускорителя позволит снизить ежегодные затраты на эксплуатацию МТКС на 400—500 млн. долл. при повышении безопасности. Применение жидкостных ускорителей позволит повысить эксплуатационную гибкость системы: во-первых, при появлении неисправности при запуске они могут быть выключены, а во-вторых, имеется возможность регулирования тяги. Компанией «Локхид Мартин» разработан также новый сверхлегкий внешний топливный бак SLWT, изготовленный из алюминиево-литиевого сплава, более легкого, чем использовавшийся ранее алюминиевый, но на 30 % более прочного. Баки SLWT на 3400 кг легче, что позволит увеличить грузоподъемность МТКС «Спейс Шаттл» и выводить наиболее тяжелые блоки международной космической станции. Первый такой бак был использован в июне 1998 г. в полете по программе STS-91.

В настоящее время НАСА приступило к подготовке исходных данных для принятия решения о типе новой транспортной системы, которая должна будет сменить МТКС «Спейс Шаттл». По контракту НАСА пять фирм провели независимые исследования под общим названием «Архитектура транспортных космических систем» (Space Transportation Architectura). В работе принимали участие компании «Боинг Спейс энд Коммюникейшнз», «Келлиспейс энд Текнолоджи», «Локхид Мартин Астронотикс», «Орбитал Сайенсиз» и «Спейс Эксесс». Эти исследования были завершены в феврале 1999 г. После предварительного изучения представленных фирмами материалов руководство НАСА сделало следующие выводы:

- возможности промышленности не позволяют по крайней мере до 2008—2012 гг. создать более эффективную в стоимостном отношении транспортную систему, чем МТКС «Спейс Шаттл».
- НАСА не сможет к установленному президентом сроку (2000 г.) точно определить сроки завершения эксплуатации МТКС «Спейс Шаттл».

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ РН

В настоящее время несколько американских фирм осуществляют разработку РН легкого класса, которые могли бы составить конкуренцию корпорации «Орбитал Сайенсиз», эксплуатирующей РН «Пегас» и «Таурус», а также компании «Локхид Мартин» с РН «Атена». Наиболее вероятным соперником этих компаний считается фирма «Кулмен Ризерч», занимающаяся маркетингом израильских ракет. Осенью 1998 г. эта фирма подписала с НАСА контракт на использование трехступенчатых ракет типа LK в рамках программы SELVS-2. В целях повышения энергетических характеристик этих транспортных систем, рассчитанных на выведение на низкую околоземную орбиту полезных нагрузок массой 900 кг, рассматривается вариант использования в их составе жидкостной четвертой ступени. Разработкой РН легкого класса занимается и компания «Майкрокосм», приступившая к испытаниям двигателя тягой 18 т, а также фирма «Юниверсал Спейс Лайнз», осуществляющая разработку ракеты «Интрепид-1», и фирма «Интер Орбитал Системз», разрабатывающая ракету морского базирования «Поларон». Компания «Бил Аэроспейс Текнолоджиз» занимается разработкой двух жидкостных ракет-носителей семейства ВА, которые позволяют примерно вдвое сократить расходы на выведение полезных нагрузок в космос. Энергетические характеристики первой РН семейства, получившей обозначение ВА-1, позволят выводить на переходную орбиту полезную нагрузку массой 2.6 т, вторая модель ВА-2 рассчитана на выведение спутников массой 5 т. Первый запуск ракеты ВА-1 предполагается осуществить в 1999 г., а ракеты ВА-2 в 2000 г. с о. Сомбреро в Карибском море.

К началу следующего десятилетия ожидается появление новых многоразовых транспортных космических систем. Фирма «Кистлер Аэроспейс» разрабатывает беспилотный двухступенчатый полностью многоразовый носитель K-1, обеспечивающий выведение на низкую околоземную орбиту спутников массой 5 т. Первый испытательный пуск МТКС K-1 планировалось осуществить в начале 1999 г.

Однако сейчас маловероятно, что запуск произойдет до 2000 г. Компания «Ротари Рокет» осуществляет разработку пилотируемой одноступенчатой МТКС «Ротон». Эта транспортная система рассчитана на выведение на околоземную орбиту высотой 288 км и наклонением 50° полезной нагрузки массой до 3.2 т. Коммерческая эксплуатация МТКС «Ротон» должна начаться в 2000 г. Основными задачами новой транспортной системы должны стать развертывание аппаратов спутниковых систем связи, проведение научных и технологических экспериментов, выполнение на орбите операций по восстановлению работоспособности вышедших из строя космических аппаратов, возвращение их на Землю и т. п. Корпорация «Пайонир Рокетплейн» ведет работы по созданию частично многоразовой транспортной системы «Патфайндер». Новая транспортная система рассчитана на выведение на орбиту высотой 780 км спутников массой 2.92 т, на полярную орбиту — массой 2.2 т. Первый испытательный полет системы намечено провести в начале 2000 г., а начать ее штатную эксплуатацию в конце 2000 г.

Компания «Локхид Мартин» осуществляет работы по созданию коммерческой одноступенчатой МТКС «Венчурстар», рассчитанной на выведение на низкую околоземную орбиту наклонением 28° полезной нагрузки массой 25.3 т, а на орбиту международной космической станции полезной нагрузки массой 11.3 т.

В рамках программы «Венчурстар» компания «Локхид Мартин» ведет разработку экспериментального суборбитального аппарата X-33. Этот аппарат проектируется как демонстрационная масштабная модель МТКС «Венчурстар». Кроме того, аппарат X-33 при комплектации небольшим разгонным блоком может использоваться в качестве

средства выведения космических объектов легкого класса массой до 540 кг. Также изучается возможность применения аппарата X-33 для отработки технологий многоразового космоплана военного назначения «Мисп». Первый пуск аппарата X-33 планируется осуществить в середине 2000 г. Окончательное решение о разработке МТКС «Венчурстар» будет принято в 2000 г., а первые ее летные испытания могут состояться не ранее 2004 г.

Существующие РН США характеризуются высокой гибкостью своих функциональных возможностей, способностью адаптироваться к любым требованиям потенциального заказчика. Обеспечение таких возможностей было достигнуто благодаря следующим тенденциям в развитии РН:

- использованию научно-технического, технологического и производственного задела, накопленного при создании ступеней РН, используемых в качестве основы при дальнейших модификациях носителя;
- применению широкой гаммы стартовых ускорителей для обеспечения необходимого уровня энергетики без значительного изменения конструкции базового носителя;
- разработке головных обтекателей нескольких типов, используемых в составе РН в зависимости от выводимой полезной нагрузки;
- применению различных отработанных верхних ступеней (разгонных блоков) РН для максимально быстрого и эффективного решения появляющихся задач.

THE USA ROCKET VEHICLES

We discuss the US fleet of rocket vehicles, the history of their development, the present-day state, and prospects. Some principal characteristics of the vehicles are given.

УДК 528.8.(15):629.78

Стан та перспективи космічних досліджень США в напрямку «Науки про Землю»

В. І. Лялько

Центр аерокосмічних досліджень Землі Інституту геологічних наук НАН України, Київ

Надійшла до редакції 25.11.99

Представлено аналітичний огляд стану і тенденцій розвитку аерокосмічних досліджень Землі (АДЗ) в США за останнє десятиріччя. Показано, що АДЗ в США розглядається як один з пріоритетних напрямків сучасної космонавтики, розвиток якого на перспективу передбачається в рамках міжнародної та міждержавної кооперацій, що суттєво знижує вартість таких досліджень на національному рівні. Проведено огляд діючих та запланованих до запуску систем АДЗ, а також задач, програм, апаратури та наукових центрів АДЗ. Показано зростаючу роль приватного сектору та можливі спільні дослідження України і США в цьому напрямі.

Ознайомлення з американськими та міжнародними фаховими виданнями, контакти із зарубіжними колегами свідчать, що аерокосмічні дослідження Землі (АДЗ) є пріоритетним напрямком в космічних дослідженнях США (як і інших розвинених країн), поряд з вирішенням навігаційних, телекомунікаційних задач та запуском ракет-носіїв. Про це свідчать, зокрема, обсяги фінансування програм АДЗ (табл. 1). Взагалі вважається, що вирішення комплексних задач в науках про Землю на сучас-

ному науково-технічному рівні неможливе без за-
лучення матеріалів АДЗ. Особлива увага приді-
ляється задачам глобальних змін, включаючи оз-
нову проблематику, потепління клімату, зменшен-
ня лісового покриву, екологічний моніторинг, в
тому числі з метою попередження природних та
техногенних катастроф та ін. Лише використання
інтердисциплінарного підходу на базі матеріалів
АДЗ дозволяє суттєво підвищити коректність, на-
дійність та однозначність вирішення поставлених
задач, включаючи створення комп'ютерних моделей
енергомасообміну в геосистемах. Урядові ор-
ганізації NASA (Національна аeronautична і кос-
мічна адміністрація) та NOAA (Національна оке-
анічна та атмосферна адміністрація) завжди прова-
дили активну стратегію орієнтованої підтримки
проектів АДЗ та вчених різних закладів, що беруть
участь у цих проектах. Особливо слід відзначити
координацію цих робіт на національному і між-
народному рівні, зокрема в рамках працюючого з
1984 року Міжнародного комітету супутниковых
спостережень Землі (EOS).

Глобальні супутникові дані, що зберігаються в
федеральних архівах США, означені в програмі
EOS як проект «Щуп» (Pathfinder), в який входять:
набір даних удосконалого радіометра дуже висо-

Таблиця 1. Обсяги фінансування програм АДЗ [1]

Назва організації	Доля АДЗ у загальному обсягу фінансування космічних програм, %
BNSC (Британський національний космічний центр)	50
CSA (Канадське космічне агентство)	24
DARA (Німецьке космічне агентство)	23
ESA (Європейське космічне агентство)	19
CNES (Французьке космічне агентство)	12
NASA (Національна аeronautична і космічна адміністрація, США)	10
НКАУ (Національне космічне агентство України)	30

кої роздільної здатності (AVHRR), вертикального оперативного зонда TIROS (TOVS), геостаціонарного операційного супутника для дослідження навколошнього середовища (GOES), спеціального датчика мікрохвильового формування зображення (SSM/I), скануючого мікрохвильового багатоспектрального радіометра (SMMR), супутника дистанційного зондування суходолу LANDSAT. Представники програми EOS шукають можливості зробити доступними дані глобальних змін Землі якомога швидше для науковців. Такі «Щупи» успішно супроводжують повторну обробку даних картографічного спектрометра озону, встановленого на супутнику «Nimbus-7» (TOMS), що дозволяє визначити зміни озонового шару, слідкувати за концентраціями діоксиду сірки в атмосфері, для колірного сканера берегової зони, а також за участю супутників EOS та супутника з датчиком широкого поля огляду поверхні моря (Sea-Viewing Wide Field Sensor-SeaWiFs), які постачають часові серії даних щодо біomasи фітопланктону в океані [2].

Серйозним ударом для консорціуму EOSAT і для світового співоварства споживачів даних АДЗ була втрата під час запуску в 1993 р. американського КА LANDSAT-6 (витрати на його створення оцінені в 260 млн. дол.), який дозволив би отримувати як панхроматичні, так і багатоспектральні дані з розподільною здатністю від 15 до 60 м. Ця подія привела до суттєвих змін на світовому ринку даних АДЗ, стимулюючи пошук альтернативних джерел аналогічної інформації шляхом ретельнішого аналізу можливостей діючих та запланованих космічних засобів (наприклад, мікросупутників), вивчення та розширення можливостей використання архівів даних військових розвідувальних КА і т. ін. [1].

Однак останнім часом помітне намагання американської фірми Space Imaging EOSAT завоювати цю частину світового ринку шляхом створення власних комерційних систем АДЗ на базі військових розвідувальних КА. Адміністрація президента та Конгрес США сприяють процесу комерціалізації даних АДЗ, виділяючи кошти на їхню закупівлю для програм NASA.

Супутникова система LANDSAT створювалась в NASA як експериментальна. В кінці семидесятих років панувала думка, що дані спостережень Землі з космосу та топографічні карти не повинні бути предметом комерції. Однак з середини 1980-х років правило було переглянуте і почалася комерціалізація системи шляхом передачі в експлуатацію приватному консорціуму EOSAT. Початково встановлено низький рівень цін на дані (близько 5 дол. за один знімок), що сприяло широкому впровад-

женню їх у сфері дослідження природних ресурсів Землі та в інших галузях господарчої діяльності. Після того як сформувалося усе коло споживачів та було побудовано ряд наземних станцій прийому даних в різних країнах, розпочалося підвищення цін (до 4000 дол. за знімок). Основними споживачами LANDSAT стали Державний департамент сільського господарства та Міністерство оборони США, а також суб'єкти управлінської діяльності розвинених країн.

Основними напрямками використання даних LANDSAT є картографія, землекористування, розвідка нафти та мінеральних сировин, лісове господарство, будівництво, океанографія та вивчення шельфів. Наприклад, компанія EOSAT мала понад 8 тисяч споживачів даних в більш ніж 100 країнах. Незважаючи на це, компанія докладала значних зусиль для розширення кола споживачів даних, сприяючи якомога повному задоволенню їх потреб шляхом створення нових видів продукції, підвищення оперативності постачання інформації та гнучкою ціновою політикою (зниження цін на всі види продукції для країн, що розвиваються, надання пільгових цін на продукцію для наукового використання, знижки при замовленні копій продукції і т. п.).

В 1995 р. EOSAT отримала виключне право на розповсюдження даних за межами Індії з індійських супутників АДЗ серії IRS. Цим компанія значно покращила своє становище після втрати КА LANDSAT-6 та прийняття рішення про те, що експлуатувати КА LANDSAT-7 (створений на замовлення NASA та Пентагону, запущено у квітні 1999 р.) буде Національна адміністрація океанографії та атмосфери США (NOAA).

Об'єднання компаній «Space Imaging» та EOSAT, безумовно, посилило лідеруючу роль американського приватного спектру в комерційній сфері АДЗ [1]. Суттєвим вкладом в створення світового ринку цифрових космознімків видимого діапазону високо-го розрізnenня (до 1 м) є успішний запуск 3 вересня 1999 року компанією «Space Imaging EOSAT» супутника «Ikonos-2» (запуск «Ikonos-1» 27 квітня 1999 р. був невдалим). Хоча вартість цих знімків поки що занадто висока для їх широкого розповсюдження (понад 25 дол./км²), хочеться сподіватись, що вона буде знижуватись, оскільки ринок потенційних користувачів цих знімків (особливо для задач землекористування) є досить значним.

Космічне програмне забезпечення АДЗ в США вимагає як наземних програмних комплексів обробки знімків (типу ERDAS, ArcView та ін.), так і ПК бортових керуючих систем. Співробітники невеликого підрозділу, який входить до складу Центру

управління Mission Operations Directorate при NASA, працюють з великою кількістю програмних засобів. Розробки підрозділу, від систем виробки сигналів повідомлення і до глобальних карт для робіт у режимі реального часу, призначені для виконання на ПК, як і встановлені на борту космічного човника та станції. Для виконання цих робіт розроблювачі змушені працювати на мовах C, C++, Visual Basic та Java. В кожному конкретному випадку застосовуються засоби програмування, які задовільняють вимогам проекту. NASA використовує мови C++ і C++ Builder компанії Borland Inter-

Таблиця 2. Серія супутників EOS

Супутники (Перший запуск)	Об'єкти досліджень
EOS-NM серія (1998) Система спостереження Землі Ранкова зйомка (низхідна)	Хмарні, аерозолі та радіаційний баланс визначення характеристик земної екосистеми; землеристування, ґрунти, наземні енергія та волога, хімічний склад тропосфери; внесок вулканів у клімат; загальна продуктивність океанів (за участю канадської та японської апаратури)
EOS — Колір (1998) EOS супутник спостереження за кольором океану	Загальна продуктивність океанів
EOS — AERO серія (2000) EOS аерозолі	Розподіл аерозолів та газів, що викликають парниковий ефект в стратосфері та верхній тропосфері (космічний апарат створюється при міжнародному співробітництві)
EOS — PM серія (2001) Система спостереження Землі Денна зйомка (висхідна)	Формування хмар, опади, випромінювальні властивості; температура атмосфери та профілі вологості; повітряно-морські потоки енергії та вологи; льодовий стан морів (поширення льоду), вологість ґрунтів та снігу над сушою (за участю європейської апаратури)
EOS — ALT серія (2002) EOS альтиметрія	Кругообіг в океані та баланс мас з урахуванням товщини льоду (за участю французької апаратури)
EOS — CHEM (2003) EOS хімія	Хімічний склад атмосфери та його динаміка; взаємозв'язок хімічний склад — клімат; обмін хімічними речовинами та енергією між повітрям та морем (за участю японської апаратури)

Таблиця 3. Апаратура для систем EOS

АПАРАТУРА, СТВОРЕНА ЗА ПОЧАТКОВИЙ ПЕРІОД ПРОЕКТУ EOS (1997—2001 pp.)

Система зондування атмосфери в інфрачервоному діапазоні / Удосконалений блок мікрохвильового зондування / Мікрохвильовий зонд для вимірювання вологості (AIRS/AMSU/MHS) — синергетичний вузол, що забезпечує зондування по температурі і вологості з набагато більшою точністю, ніж сучасні детектори: до 1 К і роздільною здатністю 1 км по вертикалі

national i Visual C++ компанії «Microsoft». Крім того, при програмуванні використовуються Microsoft Visual Basic та Java.

Інтерактивні додатки будуть постачати екіпаж літального апарату інформацією про напрям польоту, швидкість і запас палива. В недалекому майбутньому на човнику буде встановлений Web-сервер і бортова мережа Internet. Для написання Web-додатків використовується HTML і Java, в космосі Java з'явиться в цьому році. Ефективним в плані виконання програми дослідження глобальних змін (GCRP) було проведення в останні роки за ініціативою NASA комплексу міжнародних досліджень по проекту «Місія до планети Земля». При виконанні цих досліджень обов'язковим блоком є впровадження системи навчання кадрів дослідників і користувачів сучасних комп'ютерних технологій тематичного дешифрування матеріалів АДЗ.

Об'єктами скоординованих досліджень є виявлення в часі та просторі глобальних та планетарних змін температур атмосфери, вмісту в ній вуглекислого газу, метану і озону, як показників «парникового ефекту», а також вивчення гідрологічного планетарного циклу для виявлення особливостей переносу газів, розчинів і тепла між гідросфорою і літосфорою Землі та ін. Для реалізації цих задач як в рамках EOS, так і поза ними передбачається запуск серії природоресурсних супутників та створення відповідної інфраструктури забезпечення прийому, зберігання, поширення та обробки інформації АДЗ (табл. 2—4 та рис. 1—3) [2].

Розглянемо детальніше супутники та їхню бортову знімальну апаратуру, які щойно запущені або заплановані до запуску в найближчий час як природоресурсні апарати [3].

«QUICK SCAT»

Побудований за рекордно короткий строк 12 місяців, цей новий супутник NASA спостереження за океанами, був запущений на орбіту 19 червня 1999 року ракетою «Titan-II». Цей супутник буде наступним насівським «Спостерігачем Ель-Ніньо» і буде використаний для кращого розуміння аномалій погоди, «Quick Scat» забезпечить метеороло-

Голова групи — Мустафа Чохін, Лабораторія реактивних двигунів

Закінчення табл. 3

АПАРАТУРА, СТВОРЕНА ЗА ПОЧАТКОВИЙ ПЕРІОД ПРОЕКТУ EOS (1997—2001 рр.)

Удосконалений радіометр для космічних платформ для вимірювання теплового випромінювання і відбиття (ASTER) — одержання космічних знімків з високою розподільною здатністю для земної поверхні, води, хмар від видимого до теплового інфрачервоного діапазону для однієї стереофотографічної смуги, для якої можливе одержання цифрової моделі рельєфу

Система дослідження хмар та енергії випромінювання Землі (CERES) — для супутників із зйомкою вранці, вдень і з нахиленою орбітою, щоб вимірювати радіаційний баланс Землі

EOS супутник для зйомки кольору океану (EOS-COLOR) — спостерігає за кольором океану вдень, що забезпечує безперервні вимірювання SeaWiFS біологічної продуктивності і програма отримання опорних даних, яка має на меті одиничний запуск

Багаточастотний мікрохвильовий радіометр для отримання космознімків (MIMR) — вимірює опади, кількість води у хмарах, температуру на поверхні моря і поширення вітрів, снігу, льоду, еквівалент переходу снігу у воду і вологість ґрунтів

Багатокутовий спектрорадіометр для космічної зйомки (MISR) — глобальні вимірювання характеристик аерозолей, двонаправлені коефіцієнти відбиття, альбедо верхньої частини атмосфери і поверхні Землі, підняття хмар та їх розподіл і властивості рослинності; забезпечує топографічними даними середньої розподільної здатності шляхом стереофотограметрії

Спектрорадіометр з середньою розподільною здатністю космознімків (MODIS) — запущений на дві орбіти, ранкову і денну, для розрізнення хмарового покриву, рослинності, кольору океану, температури поверхні, аерозолів та інших геофізичних та біологічних процесів на суши, в океані і атмосфері

Заміри забруднення в тропосфері (MOPITT) — заміри окису вуглецю та метану

Морські вітри (NSCAT II) — політ призначено на удосконаленому ADEOS II в 1999 р., забезпечить заміри за будь-яких погодних умов приповерхневої швидкості вітру і горизонтального тиску над океанами

Аерозолі стратосфери та газовий експеримент III (SAGE III) — Узагальнення глобальних профілів аерозолів, хмар, озону та пов'язаних з ними компонентів, температури, тиску в стратосфері

Голова групи — Хіроджі Ізу, Геологічна служба (Японія) і Енн Коле, Лабораторія реактивних двигунів

Основний дослідник — Брюс Баркстрем, Дослідницький центр Ленглі, NASA

Основний керівник — Хуг Кристіон, Космічний Центр Маршалла, NASA.

Керівники групи — Рой Спенсер, Космічний центр Маршалла, NASA і міжнародний представник Європейського космічного агентства

Основний дослідник — Девід Дінер, Лабораторія реактивних двигунів

Основний дослідник — Джеймс Дрюмо, Університет Торонто (Канада)

Головний дослідник — Майкл Фрьоліх, Держуніверситет Орегону

Головний дослідник — М. Патрік Мак-Кормік, Дослідницький центр Ленглі, NASA, Голова групи — Вінсент Соломонсон, Космічний центр Годдарда, NASA

АПАРАТУРА ДЛЯ EOS (ПЕРІОД ПІСЛЯ 2001 р.)

Система спостереження за поверхневою щільністю потоку сонячного випромінювання за допомогою смугового радіометра активного зондування (ACRIM) — заміри сонячного випромінювання, що досягає Землі

Визначення орбіт за ефектом Допплера та координатного радіопереміщення, об'єднаних на одному супутнику (напівпровідниковий альтиметр TOPEX, мікрохвильовий радіометр (DORIS/SSALT/TMR) — синергетичний вузол, який забезпечує вимірювання висоти океанської хвилі, швидкості поверхневих течій, топографії морської поверхні, швидкості вітру і профілів водяної пари в атмосфері

Скануючий поляриметр для спостережень за Землею (EOSP) — карти світового масштабу з енергетичної яскравості і лінійна поляризація відбитого сонячного світла, яка дає можливість отримувати характеристики аерозолів

Геосистема з лазерним альтиметром (GLAS) — заміри топографії суходолу, льодовиків, льодових щитів, висот і товщини хмарових і аерозольних шарів

Динамічний лімбовий зонд високої розрізнювальної здатності (HIRDLS) — заміри температури, водяної пари і хімічних компонентів у верхніх шарах тропосфери і стратосфери у світовому масштабі

Мікрохвильовий лімбовий зонд (MLS) — заміри параметрів в світовому масштабі, які мають значення при вимірюванні ступеня виснаження озонового шару (радикали, колектори, постачальники газів) і зміни клімату (водяна пара у верхній тропосфері та інших газів, що викликають парникову дію) того їх паромісту, який не випадає у вигляді опадів через перехід до аерозолів чи хмар

Емісійний спектрометр для тропосфери (TES) — забезпечує у світовому масштабі три-вимірні профілі по суті всіх активних у інфрачервоному спектрі газів, що йдуть із земної поверхні у нижню стратосферу

Основний дослідник — Річард Уілсон, Лабораторія реактивних двигунів

Керівники команди призначаються NASA та CNES (Франція)

Основний дослідник — Лоррі Тровіс, Годдарівський інститут космічних досліджень (NASA).

Голова групи — Боб Шутц, Університет Техасу — Остін

Основні дослідники — Джон Barnett з Оксфордського Університету та Джон Джайлл з Національного центру атмосферних досліджень

Основний дослідник — Джой Уотерс, Лабораторія реактивних двигунів.

Основний дослідник — Рейхард Біе, Лабораторія реактивних двигунів

Таблиця 4. Загальна діаграма діючих та запланованих до запуску КА АДЗ США [1–5]

логів, кліматологів, океанографів цілодобовими детальними знімками океанських вітрів. Програма суттєво поліпшить прогноз погоди.

Доповнюючи дані вітрів, отримані «Quick Scat», з інформацією, отриманою від інших супутників, що ведуть спостереження за океанами, спільно з програмою «Poseidon NASA—Франція», вчені будуть отримувати більш повні дані із діаграмами вітрів, наблизених до реального часу та їх впливу на океанські хвилі та течії. «Quick Scat» доповнить

дані, зібрані іншими супутниками спостереження Землі, такими як постійно діючі за програмою досліджень тропічних дощів TRMM і «Terra».

870-кілограмовий супутник «Quick Scat» несе лише один науковий вантаж — 200-кілограмовий радар під назвою «Морські вітри» з ширинou обхвату 1800 км. Радар «Морські вітри» оглядає 90 % поверхні світового океану, вільної від льоду, кожні два дні. На кожній орбіті радар буде збирати і накопичувати 35 МВ наукових даних. Точність

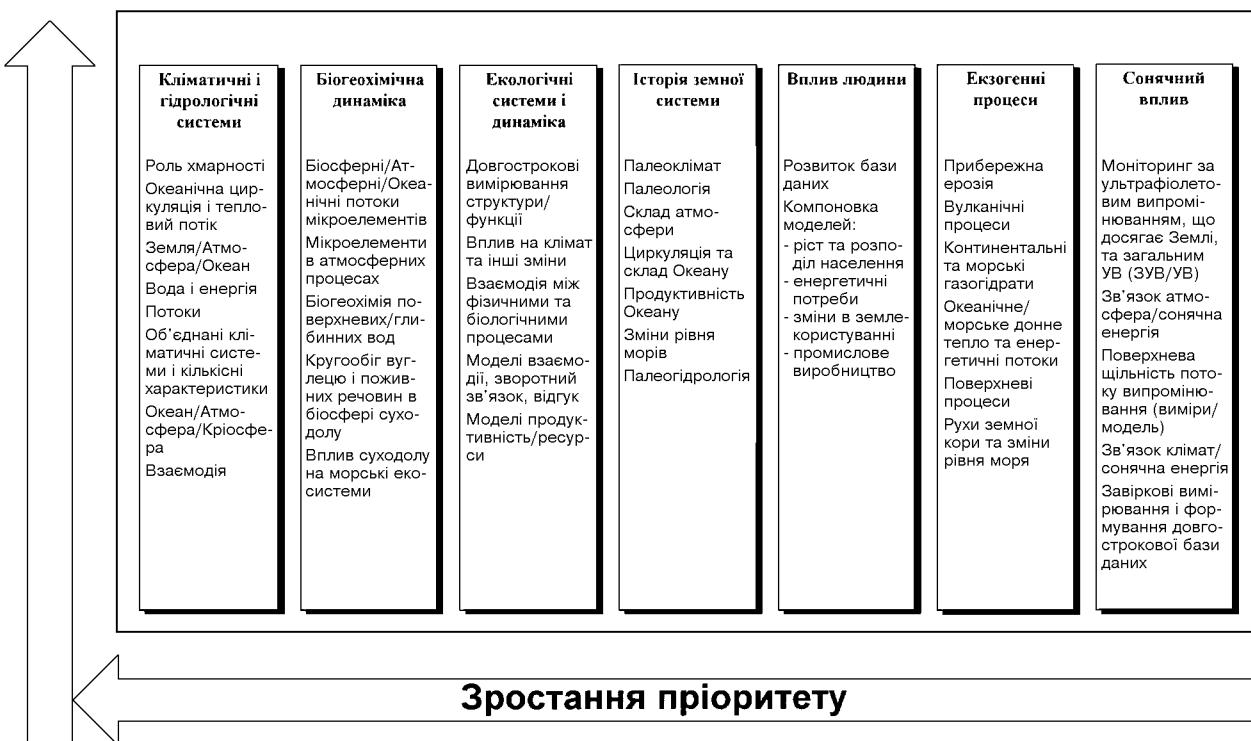


Рис. 1. Огляд можливостей міжнародних систем спостереження Землі та пріоритетів США в «Програмі глобальних змін» (GCRP)

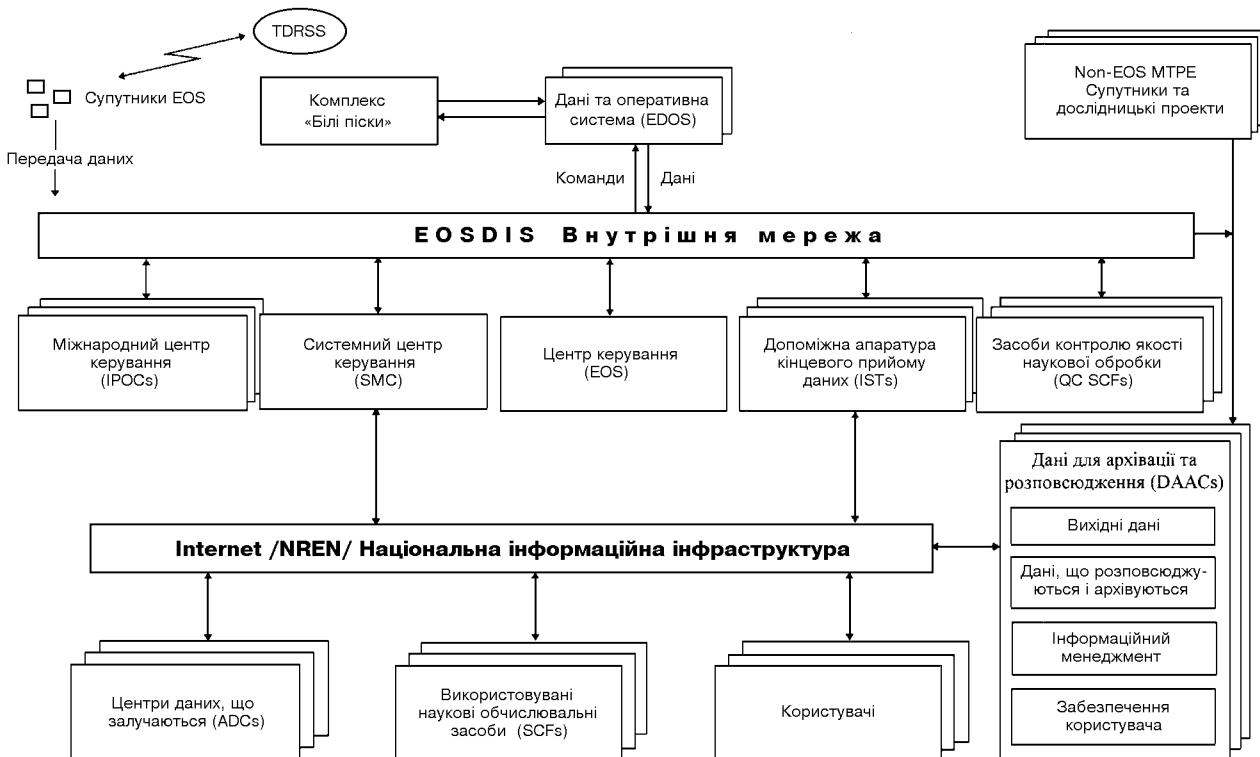


Рис. 2. Структура EOSDIS (система прийому, обробки та розповсюдження даних EOS)

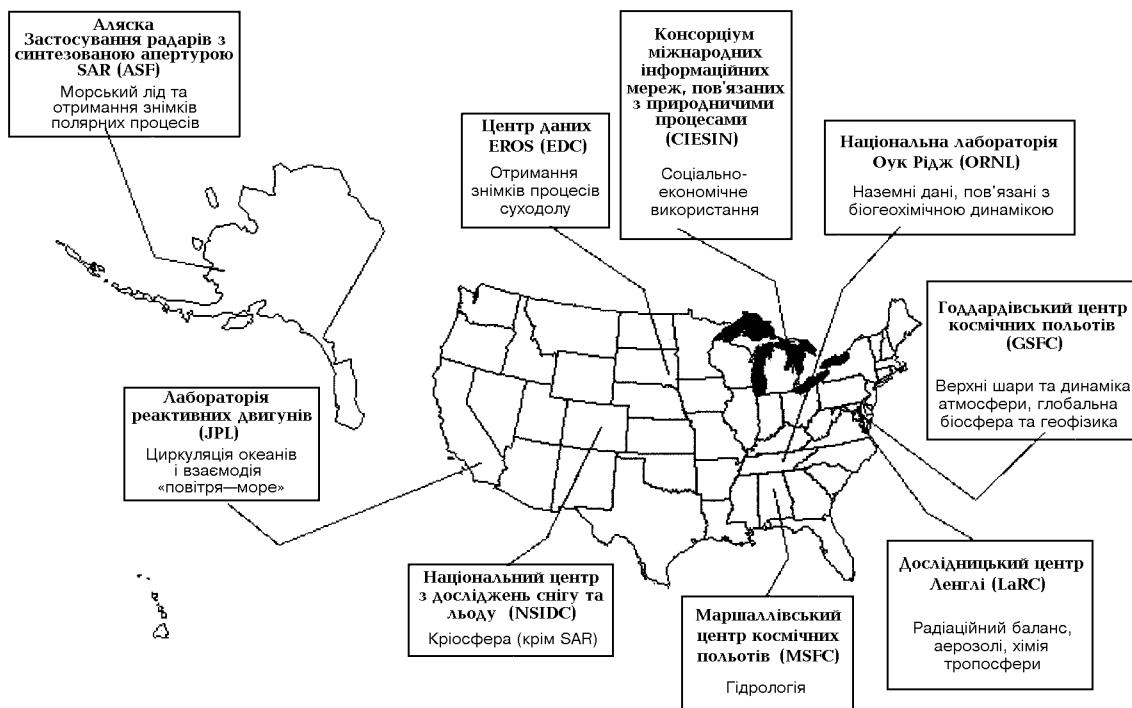


Рис. 3. Центри, що фінансуються за проектом EOSDIS

вимірювань швидкості вітрів буде крашою, ніж 2 м/с для швидкості вітрів 3—20 м/с і 10 % для вітрів від 20 до 30 м/с. Сформульовано 5 наукових цілей:

- 1) Отримання при будь-якій погоді даних з високою роздільною здатністю щодо швидкості вітру біля поверхні світових океанів.
- 2) Визначення впливу атмосфери, відгуку океану та взаємодії «повітря—море», їхніх механізмів в різних просторових та часових масштабах.
- 3) Комбінування даних про вітер та вимірювання іншої апаратури, щоб краще зрозуміти механізми глобальних кліматичних змін і різновиди погоди.
- 4) Вивчення річних і піврічних вегетаційних змін лісів під впливом дощу.
- 5) Вивчення добових/сезонних переміщень кромки морського льоду і змін пакового льоду Арктики та Антарктики.

ЗАТРИМКА ЗАПУСКУ GOES-L

США не захотіли запускати GOES-1 в період кінець серпня — середина жовтня 1999 року, бо тоді супутник попадає в 72 хв періоди без сонячного світла кожен день в районі осіннього рівнодення.

Для космосу GOES-L перейменують в GOES-11 і об'єднають з GOES-10 як американські геостаціонарні супутники. Після тестування GOES-L буде служити як резервний супутник, готовий замінити старий супутник GOES, якщо буде необхідно. GOES-8, який охоплює східне узбережжя США та Атлантичний океан, вже перевищив свій запропонований 5-річний строк життя. GOES-9 показав ознаки можливої аварії, і в 1998 році був усунутий з програми. Однак він все ще вважається орбітальним «резервом». Тим часом 20-річний GOES-7 був переміщений у положення над Тихим океаном. Захоплюючи південний захід Гаваїв, він стає частиною програми PEACE SAT, частиною навчально-го і комунікаційного експерименту «PanPacific» за участь супутника. Програма PEACE SAT забезпечить необхідне утримання GOES-7, тоді як NOAA продовжує забезпечувати інженерну частину проекту, пов'язаного з GOES.

«QUICK BIRD-2»

Корпорація «Ball Aerospace and Technology Corp.» отримала замовлення від об'єднання «Earth Watch» побудувати однометрову космічну систему «Quick

Bird-2». Кульовий фотоапарат високої роздільної здатності (BHRC 60-Ball High Resolution Camera) може отримувати космознімки поверхні Землі з роздільною здатністю 1 м для панхроматичних і 4 м для багатоспектральних знімків. У зв'язку з інтенсивною розробкою космічного апарату «Quick Bird» надійшло додаткове фінансування, що дозволило об'єднанню «Earth Watch» продовжити створення інфраструктури для підсилення системи отримання космознімків Землі. Запуск системи «Quick Bird-1» було заплановано на кінець 1999 року.

ПРОГРАМА РАДІОЛОКАЦІЙНОЇ ТОПОГРАФІЇ

За допомогою німецької радіолокаційної апаратури X-SAR і американського радара (NASA/JPL) SIR-C зі С-смугою, тривимірні карти Землі можна отримувати безпосередньо з космосу. За програмою «Shuttle» з радіолокаційної топографії було використано восени 1999 р. інтерферометрію за допомогою радара з двома окремими антенами, винесеними на 60 м від літального апарату. Щогла, яка буде тримати дві радарні антени, буде найбільшою у розкладеному вигляді конструкцією, яка коли-небудь літала у космосі. Датчики SRTM будуть забезпечувати точкові виміри для Землі через кожні 30 м з точністю 16 м по висоті. Дані SRTM будуть отримані для всього суходолу, який лежить між 60° північної та 54° південної широти. Це близько 80 % всього суходолу Землі, який був зареєстрований на 300 магнітних стрічках з високою щільністю, що еквівалентно близько 10 терабайтам даних.

С-смуговий і Х-смуговий інтерферометри тестуються на інтерфейсі «Shuttle», а робота апаратури моделюється на наземній станції в Х'юстоні (Техас). Блок з апаратурою STRM буде розміщено на вантажній платформі КА «Endeavour». Лабораторія реактивних двигунів (JPL) відповідальна за розробку радіолокаційного інтерферометра з С-смугою, а супутників системи фірми Дорнєс (ФРН) відповідають за розробку радіолокаційної системи X-SAR. Радіолокаційні системи успішно літали раніше за програмою «Космічна радіолокаційна лабораторія», у квітні 1994 року — SRL-1, у вересні—жовтні 1994 р. — SRL-2.

Запуск «Shuttle» за програмою «Радіолокаційної топографії» (SRTM) здійснено у вересні 1999 року.

«POLAR»

Лабораторія полярної плазми «Polar» (НАСА) від-

крила новий різновид полярного сява. Нове північне сяво викликане наелектризованими згустками, які вважають викидами маси із сонячної корони, які мандрують із швидкістю 2.5 млн км/год і створюють міжпланетарні ударні хвилі, які «трамбують» магнітне поле Землі. Більш загальний різновид земного полярного сява формується за рахунок процесу, який починається, коли магнітні поля, що розповсюджуються від полюсів, тягне від Сонця і Землі сонячний вітер. Коли ці магнітні поля перекриваються, вони анігілюють і в результаті створюють гарячий наелектризований газ, що викликає кольорове світіння серед ночі на високих і низьких широтах.

Це нове відкрите полярне сяво з'являється на одних і тих же широтах, але на відміну від відомих сяїв з'являється опівдні, саме тоді, коли вони повинні підсвічуватися Сонцем. Ось чому досі не було повідомлень про нього. Крім того, ці денні сяїва дуже швидко рухаються, набагато швидше і в протилежному напрямку, ніж звичайне сяво.

Лабораторія «Polar» основний виробник апаратури, яка вивчає вплив сонячного віtru на Землю, серед якої ультрафіолетовий фотоапарат і система отримання зображень у видимій частині спектру.

ФІНАНСОВІ ВИТРАТИ ТА ПРИОРИТЕТИ АДЗ

Для характеристики пріоритетів в АДЗ цікаво проаналізувати фінансові витрати, що передбачаються NASA в цьому напрямі на 2000 рік, які складають 1459 млн дол. [8].Хоча ця сума вище уявлень українських дослідників, які хочуть брати участь в експериментах з АДЗ на міжнародній станції, проте американські політики, святкуючи 30-річчя першої висадки людини на поверхню Місяця, одночасно прийняли рішення про суттєве скорочення асигнувань на космічні дослідження.

Мета програми «Науки про Землю» в рамках «Earth Science Enterprise» (ініціатива) складається з розвитку і удосконалення міждисциплінарних досліджень Системи Земля і впливу людини на навколоінше середовище. Головний акцент зроблено на найближчі результатах, які включають завчасне попередження і швидку реакцію на глобальні зміни, що можуть спричинити шкоду суспільству, серед яких зміни клімату, озону в атмосфері і природні катастрофи.

Важливою пріоритетною областю вважається точна оцінка розповсюдження і стану світових і американських лісів, пасовищ, сільськогосподарських ресурсів. Спостереження з космосу є єдиним джерелом об'єктивної інформації про вплив клі-

матичних змін і використання землі людиною в епоху швидкого розвитку землекористування.

З цієї статті фінансуються дослідження і аналізи, «Наука про Систему дослідження Землі», дослідження з літаків, прикладні сфери дистанційного зондування і комерційне співробітництво ДЗ з промисловістю. Більш ніж 1700 видів діяльності у сфері «Науки про Землю» фінансуються з цієї статті. Приблизно 900 із них виконують університети, 100 — національні дослідницькі лабораторії і 700 — федеральні агентства в загальній кількості 45 штатів із 50 штатів США.

Програма виконання і функціонування (1042.7 млн дол.) містить програми запуску супутників та інформаційні системи. Система спостереження Землі (EOS), найбільший елемент ініціативи NASA щодо «Науки про Землю» (663.2 млн дол.), є програмою, яка включає розробку багатьох супутників, забезпечення замірів ключових параметрів, що зачіпають багато сфер досліджень, які допоможуть зрозуміти проблемні кліматичні зміни. Перший космічний корабель EOS-EOSAM-1 і LANDSAT-7 — був запланований до запуску в 1999 році. Бортова апаратура AM-1 дасть можливість вивчити фізичні і радіаційні властивості хмар; обмін енергії в системах «повітря—суходіл» і «повітря—море»; обмін в цих системах вуглецю і води; заміри слідових газів в атмосфері і вулканологія.

LANDSAT-7 буде заміряти величини, пов'язані із землекористуванням і процесами на суші, доповнюючи і покращуючи дані, отримані попередніми LANDSAT, на основі яких побудують найбільшу базу даних космічних знімків земної поверхні середньої роздільної здатності. Ця програма разом з програмами EOS PM-1 і «Хімія-1» («Chemistry-1») допоможуть виконати фундаментальні вимірювання EOS, які поліпшать розуміння системи Землі. PM-1 і «Chemistry-1» плануються до запуску відповідно 2000 і 2001 рр. Програма EOS також включає кілька малих космічних апаратів, таких як «Jason-1», «QuickScat», ICESat, «Solstice», ACRIM за американсько-французькою програмою TOPEX/Poseidon.

Програма космічних апаратів спостереження Землі (138.2 млн дол.) лишається важливим питанням в програмі «Науки про Землю», яка доповнює і оновлює інші частини ініціативи NASA «Науки про Землю». Вона також гнутика щодо нових можливостей міжнародного співробітництва і технічних нововведень.

Програма «Triana» включає космічний апарат спостереження Землі, який зосереджений на «Sun-Earth L1», що забезпечує кольорові знімки освіт-

леного Сонцем диску Землі у реальному режимі часу з високою різкістю. Ця програма буде включати два основних наукових експерименти, сфокусованих на вивчені хмар і аерозолей, які впливають на клімат і концентрацію озону у верхній атмосфері. В листопаді 1998 р. для розробки і проведення програми «Triana» був вибраний Інститут океанографії (Scripps Institute of Oceanography). Запуск заплановано на грудень 2000 року.

«Picasso-Сена», третя програма «Щуп» в програмі «Науки про Землю», була вибрана в грудні 1998 року. Програма звернена на визначення ролі хмар і аерозолей в атмосфері і їх впливу на температуру Землі. Разом з програмою EOS PM-1, «Picasso-Сена» дозволить вченим-природознавцям вивчати тривимірну структуру атмосфери і її значення для погоди і клімату Землі.

Інформаційна система EOS (EOSDIS, 231.5 млн дол.) буде слугувати тисячам користувачів, забезпечуючи їх необхідними даними та інформацією, яку будуть отримувати за програмами, що фінансує NASA, починаючи з вересня 1995 р. EODIS буде управляти космічним апаратом EOS, збиратиме і розподіляти базові дані, зібрані EOS. Програма закладе фундамент як для уряду, так і для комерційних та наукових партнерів для того, щоб створювати інформаційні продукти високого рівня, що дозволить зробити вимірювання точнішими, доступнішими для розуміння і корисними для дослідників, викладачів, адміністративних керівників і широкого загалу. EODIS заснований на проекті, який весь час поліпшується. Він включає в себе вибір на конкурентній основі партнерів з промисловості і з академії, щоб забезпечити інформаційним службам і продуктам комерційну цінність і використати нову обробку даних і технологію аналізу. EODIS підтримують всім архівних центрів, які активно розподіляють дані (DAACs — Distributed Active Archive Centers), тоді як американські GSFC і LaRC DAACs успішно підтримують наукові програми обробки і управління даними для апаратури CERES і LIS по програмі TRMM, починаючи з запуску TRMM в листопаді 1997 р. В лютому 1999 р. EODIS завершить розвиток тим, що буде запущено AM-1 в третій чверті року. EODIS почне обробку, архівaciю та розповсюдження даних від LANDSAT-7 і AM-1 в 1999 р. До кінця року DAAC архівний том, доступ для користувачів і розподіл продуктів повинні значно зрости.

Активні інформаційні зв'язки з іншими країнами, включаючи Канаду, Японію, Росію, Ізраїль, Австралію і кількома європейськими країнами продовжують розвиватись. За минулих три роки більш ніж 60 міжнародних угод між Ініціативою та іно-

земними урядами було підписано за програмами «Науки про Землю», в яких беруть участь більш ніж 35 країн Землі.

УДОСКОНАЛЕННЯ ТЕХНОЛОГІЙ (98.5 МЛН ДОЛАРІВ)

Удосконалення технологій в програмі «Науки про Землю» включає інвестування в технології, які розвивають апаратуру для того, щоб різко зменшити ціну майбутніх програм (після 2002 р.). Інтегрована технологія мостить шлях для ряду програм «кращих, швидших, дешевших». Програма Нового тисячоліття сфокусована на ідентифікації і демонстрації удосконалених технологій, які знижують вартість або поліпшують технічні характеристики апаратури для космічних носіїв. Програма підсилює партнерство з промисловістю, академічними та іншими урядовими агентствами, здійснюючи розвиток передових технологій, методик та інженерних можливостей, які б зменшили вартість розробок і діючих програм.

Ініціатива «Науки про Землю» буде продовжувати розвиток удосконалених безперервних системних інформаційних технологій для збору і розподілу інформації про систему Земля і технологію для користування широким загалом і приватним сектором. Програма «Нове тисячоліття» включає програму спостереження Землі (EO-1 і EO-2), які будуть включати удосконалений формувач зображень суходолу і експеримент з когерентним швидким лідаром на космічній платформі «Shuttle» (Instrument Incubator Program). Програма апаратурних інкубаторів підтримує розвиток нової апаратури і вимірювальних методів, виходячи з концепції лабораторних розробок, наземної і повітряної завірок, пропонуючи можливості для своєчасного розвитку нових технологій та їх злиття з програмами NASA. Розвиток удосконаленої технології інформаційних систем буде відігравати ключову роль у програмах «Науки про Землю», коли ми підемо в наступне століття.

ЗАСТОСУВАННЯ, КОМЕРЦІАЛІЗАЦІЯ І ОСВІТА (74.8 МЛН ДОЛАРІВ)

Впродовж базових досліджень по програмі «Науки про Землю», ESE також проводить «Дослідження із застосувань», щоб допомагати університетам, державним і місцевим адміністраторам даними ДЗ і застосуванням науки до вирішення практичних проблем. ESE установила сім регіональних центрів використання результатів «Науки про Землю»

(RESACs), щоб націлiti зусилля на специфічні регіональні питання.

Програма «Комерційного ДЗ» (CRSP) в Космічному центрі «Stennis» співпрацює з промисловістю, яка розповсюджує досягнення даних ESE в рамках економіки США. Дякуючи партнерству з CRSP, компанії націлені на допомогу розвитку інформаційного продукту і на перевірку нової апаратури ДЗ або можуть служити постачальниками даних для NASA та інших споживачів.

ESE також працює як тренажер для нового покоління природознавців, щоб дати можливість застосувати інформацію в їхніх наукових учебових планах. Один із таких засобів — це програма «Глобального навчання і спостережень» за навколошипним середовищем (GLOBE), яка зв'язує наукові дисципліни з освітою.

Слід відзначити високий рівень використання в США даних АДЗ комерційними фірмами для вирішення таких актуальних та поширеніх задач, як задачі земельного кадастру та управління врожайністю, пошуків корисних копалин, оптимізації планування міст та ведення міського господарства, екологічного моніторингу та ін. При цьому широко використовуються створені в США фірмами ERDAS та ESRI одні з найкращих в світі програмні продукти обробки та тематичного дешифрування матеріалів АДЗ в рамках ГІС-технологій ERDAS IMAGINE, ArcInfo, ArcView та ін. Ці продукти контролюють понад 60 % світового ринку програмного забезпечення подібного типу у 106 країнах. З 1992 по 1997 рр. попит на продукцію АДЗ в США майже вдвічі перевищив прогнозований рівень. Якщо ж в найближчі п'ять років буде запущено близько 50 супутників АДЗ з роздільною геометричною здатністю знімків до 1 м та широким вибором спектральних смуг, прогнозується ще стрімкіше зростання попиту на вказану продукцію. Зараз в уряді ведеться важлива робота, завдяки якій знімки з недосяжних раніше джерел збираються в несекретний формат через вибрані канали. Мета в тому, щоб зробити ці дані доступними в державних організаціях, які займаються надзвичайними ситуаціями — пожежами, ураганами, повенями, землетрусами та ін.

Технології дистанційного зондування можна знайти майже в кожному урядовому агентстві, де вони використовуються для дослідницьких та прикладних цілей. До таких відомих федеральних організацій відносяться Державний департамент, Федеральне агентство з надзвичайних ситуацій (FEMA), Лісова служба, Управління з охорони навколошипного середовища, Бюро перепису, Федеральна асоціація авіації, Національний відділ без-

пеки на транспорті, ФБР, Міністерство енергетики, Служба парків і Геологічна служба США. Спеціальні урядові лабораторії, які використовують програмне забезпечення, включають, але не обмежуються наступними закладами: Sandia, Lawrence Livermore, Pacific North-West, Топографічний інженерний центр, Центр контролю захворюваності, Експериментальна станція водних шляхів, Національні лабораторії Argonne, Національна лабораторія Oak Ridge. NASA та JPL — дві головні сили просування технології дистанційного зондування.

ТЕНДЕНЦІЇ НА НАЙБЛИЖЧЕ МАЙБУТНЄ, ПРОБЛЕМИ ТА ЗАПРОПОНОВАНІ ДІЇ

Тут ми бачимо зв'язок між удосконаленнями технології, ростом ринку ГІС і дистанційного зондування. Спостерігається також тенденція відходу від замовних апаратно-прив'язаних рішень до рішень у вигляді гнучкого корпоративного програмного забезпечення. З цим пов'язаний розвиток застосування ГІС та дистанційного зондування від окремих розрізнених користувачів до цілої корпорації і розповсюдження технологій до рівня всього суспільства. З появою метрового розділення знімки «персонального масштабу» стануть каталізатором таких змін в майбутньому Internet, який стане головним каналом розповсюдження даних АДЗ, з'явиться канал «домашніх покупок» для замовлення зображень, до якого будуть звертатись через «інформаційний прилад», відомий зараз у вигляді трьох окремих пристрій: телевізора, телефона і комп'ютера. Суттєво також і те, щоб в майбутньому ця технологія більше допомагала людям з обмеженими можливостями. Вже проводились численні гуманітарні акції з надання допомоги з використанням даних АДЗ. Ці зусилля повинні розширюватись і далі. Сьогодні головна проблема, яку потрібно вирішити — конкуренція держави з приватним сектором в області розробки програмного забезпечення. Уряд повинен прийняти комерційні базові стандарти, які оправдали себе, і будувати все на їх основі, а не створювати «доморощені» коди, які дорого підтримувати «для себе», і навряд чи можливо буде впровадити в середовище масових користувачів.

Звідси видно, що проблема взаємодії держави і розробників комерційних програмних продуктів стоїть в США досить гостро. Але, на відміну від нашої країни, пошук шляхів її швидкого ефективного вирішення широко обговорюється на самому високому рівні із зачлененням обох зацікавлених сторін і з врахуванням інтересів всього суспільства. Подібні ініціативи підтримуються керівниками са-

мого високого рангу, такими, як віце-президент Альберт Гор, чия концепція «розумного росту» націлена на полегшення і розширення доступу спільноти до географічної інформації і засобів обміну інформацією. Очоливши рух за створення умов, комфортиних для життя, Гор заявив, що використання ГІС-технологій і розповсюдження географічних даних дасть «більше важелів контролю, більше інформації, більше засобів прийняття рішень сім'ям, громадам і регіонам, що забезпечить їм свободу і гнучкість в відстоюванні свого унікального місця в цьому світі» [ArcView, 1999, N 4, 11, стор. 9].

Інтеграційна стратегія глобального огляду Землі, викладена в публікаціях американських фахівців в останні роки [7], перегукується з принципами діяльності міжнародного комітету CEOS, який об'єднує багатьох національних і міжнародних агентів та програм. Авторами підкреслюється, що максимальна віддача від АДЗ можливі лише при умові оптимізації міжнародної кооперації КА з обов'язковим забезпеченням наземних калібрувально-завіркових полігонів та літакових субсинхронних зйомок в різних спектральних діапазонах. Для підвищення ефективності використання матеріалів АДЗ рекомендується (і широко впроваджується) їхнє різноманітне рекламиування, організація спілок та проведення учбово-технічних семінарів користувачів АДЗ, узгоджені між виконавцями програми запусків космічних апаратів з метою уникнення дублювання зйомок, підтримки проектів довгострокових досліджень, розробка стимулюючих методів для прискореного переходу від виключно наукових робіт до робіт прикладної направленості (зокрема, в рамках міжнародної кооперації). Особливо наголошується на створенні глобальної мережі наземних калібрувально-завіркових полігонів, сковищ баз даних та центрів комп'ютерної обробки одержаних знімків. Пропонується суттєву увагу приділити виконанню міжнародних програм систем огляду клімату, океану та суходолу (GEOS, GOOS, GTOS). Визначено шість глобальних пріоритетних пілотних проектів: верхня атмосфера, озоновий шар, ліси, зв'язок явищ на поверхні та циркуляції і кольору океану, моніторинг та передбачення природних та техногенних катастроф. Ці проекти планується виконувати при міжнародних організаціях FAO, IOC UN, UNESCO в рамках програм WMO, ICSU, IGBP, а також за підтримки міжнародної групи агентств, які фінансують дослідження глобальних змін (IGFA).

Дослідження Землі з борту Міжнародної космічної станції (ISS), проектування якої почалось в США в 1988 році, а будівництво — з 1998 року,

головним чином будуть присвячені вивченням регіональних та глобальних змін клімату, стану земель та акваторій, умов землекористування та геологічних умов, а також моніторингу природних та техногенних катастроф. Нахил площини орбіти станції 51.6° дозволить спостерігати до 75 % земної поверхні, де мешкає близько 95 % населення Землі. В американському модулі станції для таких спостережень різноманітного спектро- та радіометричною апаратурою передбачене спеціальне нижнє вікно. Планується розробка вдосконалених сенсорів для отримання зображень не лише Землі, але й Марса (при подальших експедиціях), аналізу їхньої атмосфери, пошуку корисних копалин і можливих скupчень підземного льоду. У зв'язку з тим, що існуючі обмеження по площі і огляду звужують головну програму NASA з вивчення Землі з космосу на МКС, NASA підготувала кілька попередніх планів досліджень.

«Система спостереження Землі» (EOS) як частина місії NASA з вивчення Землі передбачає ряд супутників з полярними і низько нахиленими орбітами для довгострокових глобальних спостережень земної поверхні, біосфери, твердої оболонки землі, атмосфери і океанів. Для реалізації програми вивчення Землі з космосу на МКС передбачені спеціальні виносні платформи. Як відомо, нахил орбіти МКС дозволяє часто звертатись до спостережень густонаселених частин земної поверхні в низьких і середніх широтах. Області, які досліджуються, можуть спостерігатися протягом цілого циклу, що дозволяє досліджувати короткосезонні явища, такі як щоденне скupчення хмар або значні засухи. Планується так званий «Стратосферний аерозольний і газовий експеримент-III» (SAGE-III). Він має двокомпонентну структуру. Одна частина апаратури буде прикріплена до МКС ззовні, друга розміститься в космічному апараті, що запускається на полярну орбіту. SAGE-III буде вимірювати профілі атмосферних аерозолів, озону, двоокису азоту, температуру, тиск і вміст водяної пари. Спостереження місячних затемнень дадуть можливість вимірювати суто нічні різновиди триокису азоту і двоокису хлору.

Важливою частиною ініціативи з розвитку «Наук про Землю» NASA є програма вивчення «Твердої Землі та природної небезпеки» (SENH). Основні цілі цієї програми:

1. Проведення фундаментальних і прикладних досліджень для розуміння процесів на Землі, які призводять до природних катастроф, і поліпшення оцінки риску для найвразливіших областей.

2. Накопичення інформації, планування і розвиток нової космічної геодезії і технології дистанцій-

ного зондування для кращого розуміння небезпечних земних процесів, оцінок риску і характеристики лиха.

3. Встановлення зв'язків між NASA та службами попередження природних катастроф.

4. Координування міжнародної космічної діяльності з програм досліджень і проектів польотів, зв'язаних зі спостереженнями природних катастроф.

В квітні 1998 р. уstanova NASA з «Наук про Землю» опублікувала результати річних досліджень з «Твердої Землі і природних небезпек» і повідомлення про прикладні дослідження (NRA-MTPE-1997-10). Пропозиції були об'єднані в десять широких категорій: статична і змінна гравітація, орієнтація Землі, кутовий момент земної системи, геомагнетизм, характеристика змін рівня моря, прибережні «небезпеки», повені, небезпечні наслідки короткосезонних кліматичних варіацій, вулканічні небезпеки, геологічні і археологічні додатки даних вивчення Землі з космосу. Були відібрані пропозиції для концентрації уваги на використанні NASA космічної геодезії і технології дистанційного зондування для поліпшення нашого розуміння фізичної динаміки твердої Землі (включаючи взаємодію з атмосферою, океаном і рідкою корою) і демонстрації можливостей цієї технології в оцінці природних катастроф (землетруси, вулканічні виверження, повені, засухи, сильні шторми і прибережні небезпеки). Створена система статичної обробки і аналізу даних з фізики космосу (PSAS). Її мета — передбачення глобальних атмосферних явищ. Існує також система поточного аналізу: Goddard Earth Observing System — Data Assimilation System (GEOS-DAS), яка використовує апроксимацію рівнянь. Управління наук про Землю NASA (Office of Earth Science, OES, Code Y), яке очолює заступник адміністратора NASA доктор Хасем Асрар, здійснює координацію дій учасників і керування експериментами. При адміністрації NASA існує Консультаційна рада, постійний комітет якої з наук про Землю очолює доктор Стівен Вовси. При цьому NASA визнало стратегічним напрямом в науках про Землю програму «Місія до планети Земля» (Mission to Planet Earth, MTPE), виконання досліджень з якої закріплена за Goddard Space Flight Center, інструментальні технології — за Jet Propulsion Laboratory, атмосферні дослідження — за Langley Space Center та комерційне дистанційне зондування Землі — за Stennis Space Center.

Адміністрація стратегічного напряму відповідає за задоволення потреб замовників, довгострокове фінансування, контроль за виконанням робіт.

США проводить політику активного співробіт-

ництва з багатьма країнами, в тому числі і з Україною. Так, у 1998 році за фінансової підтримки Конгресу США (виділено 5 млн дол. терміном на півтора роки) створено спільний українсько-американський Центр менеджменту Землі і ресурсів, який повинен займатись спостереженнями України з космосу та обробкою одержаних матеріалів на основі сучасних ГІС-технологій з метою вирішення актуальних для нашої держави задач (контроль екологічного стану водоймищ та паводкових ситуацій, стану сільськогосподарських угідь тощо). В наглядово-технічну раду Центру входять вчені НАН України (академіки В. Г. Бар'яхтар, В. П. Кухар, О. О. Созінов, член-кор. В. І. Лялько, професор В. В. Лось). Проведені у 1998—2000 рр. засідання цієї ради показали, що ефективна робота вказаного Центру можлива за умови тісних творчих зв'язків і виконання спільних проектів з науковими і промисловими установами та підприємствами України, що мають багаторічний досвід роботи в галузі дослідження Землі.

ВИСНОВКИ

Зараз уже загальновизнано, що без розвитку космічних досліджень і технологій неможливий розвиток цивілізації на Землі. В комплексі вказаних досліджень аерокосмічне дослідження Землі (АДЗ) займає одне з пріоритетних місць. Найпідготовленішими в області використання сучасних технологій в АДЗ країнами є США, Франція, Росія, Англія, Німеччина, Канада, Індія, Японія, Китай, Нідерланди. З них тільки Англія, Німеччина, Італія і Нідерланди не запускають супутники самостійно.

Початковим етапом робіт з АДЗ є дослідження тонких фізико-технічних і біологічних механізмів, які формують спектральний образ (сигнал) земних утворень під впливом різних природних і техногенних факторів з метою утворення відповідних моделей формування спектральних сигналів. Далі, на базі цих моделей розроблюються методики та технології виконання зйомок і інтерпретації їх результатів. Сучасна схема функціонування і розвитку АДЗ складається з трьох блоків: космічні та авіаційні апарати з бортовою апаратурою АДЗ — наземні калібрувальні полігони — наземні центри прийому, обробки і розповсюдження інформації АДЗ. Кінцевим продуктом АДЗ є тематично інтерпретована інформація з обов'язковим використанням комп'ютерних технологій для вирішення задач конкретних природоресурсних і природоохоронних задач. При цьому найважливішою характеристи-

кою, що суттєво впливає на якість і достовірність результатів, є вимога до високої просторової і спектральної роздільності (для видимого діапазону — не більше 10 м і 3 нм відповідно). Структура комп'ютерної обробки і використання інформації АДЗ повинна складатися з трьох блоків: даних (дистанційних і наземних) про стан навколошильного середовища — ГІС (комп'ютерна геоінформаційна система), яка обробляє вказані дані, створюючи банки даних і обчислюючи крайові умови для моделей енергомасообміну в геосистемах — моделювання енергомасообміну для прогнозування екологічного стану, пошуків корисних копалин і вирішення інших природоресурсних задач з метою прийняття управлінських рішень з оптимального природокористування.

Наукові і прикладні дослідження з АДЗ, які проводяться в США і країнах Європи, базуються, в основному на результатах багатоспектральних зйомок у видимому, інфрачервоному і радіодіапазонах, одержаних бортовою апаратурою високої роздільної здатності, встановленої на космічних апаратах SPOT (Франція), LANDSAT (США), ERS (Європейське співтовариство) та ін. В цілому це відповідає концептуальному підходу до роботи з матеріалами АДЗ, який викладено вище. Особливо слід відмітити високий ступінь кооперації і взаємної інформованості спеціалістів американських і європейських організацій, чому в значній мірі сприяють багаточисленні семінари, видання журналів і бюллетенів. Це, безумовно, сильна сторона (особливо у науково-організаційному відношенні) науки США і Європи в напрямі, який розглядається.

До слабких сторін досліджень з АДЗ в США можуть бути віднесені:

певна системна незавершеність в ланцюзі обробки і використання інформації АДЗ, оскільки у них відсутній ГІС-блок, який формує за матеріалами АДЗ крайові умови для подальшого прогнозування протікання процесів енергомасообміну в геосистемах і сам блок комп'ютерного моделювання цих процесів з метою прийняття управлінських рішень з оптимального природокористування;

недостатня увага, що приділяється теоретичним і експериментальним дослідженням з визначення впливу основних природних і техногенних факторів (температури, вологості ґрунтів, наявності в них різноманітних токсикантів та ін.) на особливості енергомасообміну в системі «порода — ґрунт — поровий розчин — рослина» і спектральну яскравість земних покривів (ґрунтів, рослин, водоймищ

та ін.), що має досить важливе значення для обґрунтування моделей формування спектральних сигналів як індикаторів різних явищ і процесів (в тому числі екологічно несприятливих), які можуть бути зафіксовані при дистанційних зйомках.

Враховуючи високий інтелектуальний і науково-технічний рівень космічних досліджень в Україні і потужну виробничу та комп'ютерно-програмну базу в США, було б доцільно здійснити спільні проекти, актуальні для обох країн і світової спільноти. Зокрема, доцільно визначити розробку та випробування на типових об'єктах обох країн нової технології комплексного аерокосмічного екологічного моніторингу і пошуків нафтогазових покладів. Для цих цілей можна використати матеріали зйомок, що регулярно надходять з космічних апаратів LANDSAT, NOAA, «Іконас» (США) і «Океан-О», «Січ-1М» (Україна), а також з інших КА.

В Центрі аерокосмічних досліджень Землі ІГН НАН України (ЦАКДЗ) накопичено позитивний досвід досліджень у зазначеному напрямі, зокрема, при контролі радіоекологічного стану навколо АЕС (в тому числі в зоні аварії Чорнобильської АЕС). Ці роботи були належним чином оцінені на міжнародному рівні, про що свідчать підписані угоди про спільні роботи з космічними агентствами Німеччини, Франції і США.

Крім того, Україна (ЦАКДЗ, МГІ НАН України) приймає участь спільно з США в міжнародному проекті «Природа», який організує Росія на базі пілотованої орбітальної станції «Мир» і готується взяти участь в АДЗ на борту міжнародної космічної станції.

Розроблені в ЦАКДЗ технології фізичної інтерпретації матеріалів аерокосмічних зйомок в оптичному, інфрачервоному і радіодіапазонах з використанням методів біофізичного тестування, ГІС-технологій та комп'ютерного моделювання енергомасообміну в геосистемах не мають на даний час аналогів і можуть бути використані в спільному з

NASA проекті з оперативної аерокосмічної оцінки ситуацій в районах особливо важливих в екологічному плані об'єктів і прогнозування в їх межах оптимального природокористування, а також створення сучасних аерокосмічних технологій пошуків нафтогазових покладів.

1. Зубко В. П., Іськов П. Я., Подолях І. Я., Стефанишин Я. І. Огляд стану та тенденцій розвитку дистанційного зондування Землі // Космічна наука і технологія.—1998.—4, № 5/6.—С. 67—87.
2. Asrar G., Dorier I. Science strategy for the Earth observing system. — New-York: ATP Press, 1994.—119 p.
3. Bakker W. Remote Sensing Data, Products and Project // EARSeL Newsletter.—1999.—N 39.—P. 21—32.
4. Campbell I. B. Introduction to Remote Sensing. — London: Pub. Tailor and Frensis, 1996.—622 p.
5. Committee on Earth Observation Satellites: Towards an Integrated Global Observing Strategy (1997 CEOS yearbook).
6. Pohl C., Genderen I. Multisensor image fusion in remote sensing: concepts, methods and applications // Int. J. Rem. Sens.—1998.—19, N 5.—P. 823—854.
7. Townshend J. The Integreated Global Observation Strategy: a framework for enhancing Earth Observations // Proc. of 25th Ann. Conf. of Rem. Sens. Soc. «Earth Observation: From Data to Information». — Nottingham, 1999.—P. 7—12.
8. The Total Fiscal Year 2000 Budget Request for NASA Earth Science Enterprise. Office of Earth Science Enterprise (Code Y) / Associate Administrator: Dr. Ghassem R. Asrar. — 1999.

STATE OF AND PROSPECTS FOR THE SPACE RESEARCH IN THE FIELD OF EARTH SCIENCE IN THE USA

V. I. Lyalko

An analytical review of the state and tendency for advance of aerospace research of the Earth (ARE) in the USA in the last decade is presented. The USA considers the ARE as one of prime directions in the modern space science evolution of which is provided in the framework of the international and national cooperations that reduces the cost of these investigations substantially at the national level. The ARE systems operating at present and scheduled for the launch are overviewed, as well as the programs, instruments, and the ARE scientific centers. The leading part of the private sector is demonstrated, and potential co-operative investigations of Ukraine and the USA in this direction are discussed.