

УДК 338.49 + 629.786  
ББК 39.6

## **ПРОГНОЗНЫЙ ПРОЕКТ КОСМИЧЕСКОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ: БАЛЛИСТИКА И ЛОГИСТИКА**

**Самков Л. М.<sup>1</sup>**

*(Югорский НИИ информационных технологий,  
Ханты-Мансийск)*

*Сформулированы основные положения методики прогнозного проектирования. Предложен прогнозный проект инфраструктуры, обслуживающей коммерческое освоение космического пространства и небесных тел. Предложена удобная для экспертов модификация системы астрономических констант Международного астрономического союза. Сформулирована базовая архитектура и сценарий эксплуатации космической инфраструктуры, ориентированный на освоение Марса и астероидов. Приведены соответствующие модели и расчеты. Предложены принципы тарификации товаров и услуг космической инфраструктуры на основе страховых оценок.*

Инфраструктура, прогнозное проектирование, межпланетные орбиты, космический лифт, космическая индустрия, страхование, логистика

### **1. Введение**

В последнее время возрос интерес к освоению космического пространства и небесных тел Солнечной системы, не только исследовательский и общественный, но также государственный и предпринимательский. Сложность и масштабность возникающих задач определяет необходимость тесной кооперации научных сообществ, корпораций, государств. Длительность процес-

---

<sup>1</sup> Леонид Михайлович Самков, кандидат технических наук, доцент (parzefal@gmail.com).

сов создания космических объектов и их эксплуатации приводит к необходимости своевременного использования результатов научных исследований, их непрерывного прогнозирования. Для этого в последние годы в нашей стране была создана система управления инновационным развитием, основанная на концепциях технологических платформ и форсайт-проектов, которые предусматривают непрерывное прогнозирование и согласование научных, технических и коммерческих факторов.

На следующем иерархическом уровне реализуются конкретные проекты, которые, в отличие от обычных проектов, не обеспечены заранее всей необходимой научной и коммерческой информацией. Для них требуется реализовать процесс согласования принимаемых проектных решений с текущими прогнозами, т.е. осуществлять прогнозное проектирование.

В настоящей статье предлагается реализация прогнозного проектирования на примере проекта создания космической инфраструктуры. Второй раздел содержит изложение основных положений методики прогнозного проектирования, третий – постановку задачи. В четвертом разделе сформулирована система показателей и единиц измерения, адекватная рассматриваемой задаче и понятная для экспертов и руководителей. В пятом разделе изложен сценарий развития и эксплуатации одного из вариантов космической инфраструктуры. Шестой раздел посвящен моделям и расчетам, обосновывающим этот сценарий. В седьмом разделе изложен коммерческий механизм эксплуатации космической инфраструктуры, обслуживающей различные экспедиции.

## **2. Методика прогнозного проектирования**

Нынешнюю стадию развития общества относят к пятому технологическому укладу, для которого характерно использование научных достижений в области микроэлектроники, информатики, биотехнологии, генной инженерии, новых видов энергии, материалов, освоения космического пространства. Беспрецедентно ускоряется технический прогресс, что выражается законом Мура (микроэлектроника), темпами расшифровки генома человека (биоинформатика) и т.п.

Перестройка технологий и появление новых производств зачастую происходит сразу же после получения соответствующих научных и технологических результатов (например, 3D-принтер). Возникают также парадоксальные ситуации, когда освоение новшества умышленно тормозится самим же производителем, а не конкурентом. Например, мемристор оказался готовым к производству слишком быстро, когда корпорации не успели заработать на предыдущем поколении техники все, что намеревались:

«Наш партнер, Hynix, является крупным производителем флэш-памяти, и мемристоры подорвут его бизнес, отняв часть рынка у флэш-памяти, – сказал господин Вильямс. – Так что подобрать время для выпуска мемристоров на рынок оказалось очень важным. Гораздо больше денег сейчас тратится на моделирование и понимание рынка, чем на исследовательскую работу». Что касается этой самой исследовательской работы, она, по словам Стэна Вильямса, в основном завершена, так что выпуск новой памяти сможет освоить любая фабрика» [17].

Можно сделать вывод на данном примере, что в классической триаде «исследования – разработки – производство» возникает распараллеливание инновационных процессов и конкуренция между ними даже в рамках одного проекта и его исполнителя, появляются отрицательные обратные связи. В прошлом такое явление было характерно для оборонных отраслей промышленности, когда параллельно запускалось несколько альтернативных проектов по одному и тому же изделию. Ощущалась большая потребность в прогнозах развития технологии, результатах научных исследований, разведывательных данных о достижениях вероятного противника.

Эта проблема решалась путем широкого использования систем программно-целевого управления [12, 16], отражающих взаимозависимости технико-экономических и тактико-технических характеристик, с учетом прогнозных данных в форме графов целей и задач. При недостатке данных широко использовались экспертные оценки.

Данная методика была нами в свое время дополнена следующими элементами:

- непрерывное прогнозирование [27], предусматривающее регулярный мониторинг прогнозных данных, директив руководства, учет предполагаемых достижений вероятного противника;
- система интегральных оценок результатов исследований и разработок [21], ориентированных на их восприятие экспертами и руководителями;
- граф целей и задач целевой программы, включающий рекуррентные зависимости между взаимообусловленными результатами исследований и разработок [23].

В таком виде методика была нами реализована в подсистеме прогнозирования и программно-целевого планирования АСУ-НПО [25].

Используемая в настоящее время в нашей стране система стратегического планирования инновационного развития страны расширяет перечисленные элементы следующим образом:

- предусмотрено создание во всех отраслях систем технологического прогнозирования, которые осуществляют не разовые прогнозы, а непрерывное слежение за тенденциями технологического развития и потребностей в научных результатах с целью оперативной корректировки приоритетов развития [33];
- используется «Методика оценки эффективности федеральной целевой программы» [33, приложение 8] по всему набору характеристик результатов работ;
- помимо учета взаимодействия результатов исследований и разработок используется более широкий круг факторов, в первую очередь, коммерческих. С этой целью вместо осуществления статического процесса планирования исследований и разработок сформированы технологические платформы, в рамках которых оперативно осуществляется взаимодействие между исполнителями различных разработок. Технологическая платформа определяется как «коммуникационный инструмент, направленный на активизацию усилий по созданию перспективных коммерческих технологий, новых продуктов (услуг), на привлечение дополнительных ресурсов для проведения исследований и разработок на основе участия всех заинтересованных сторон (бизнеса, науки, государства, гражданского общества), совершенствование нормативно-правовой базы в области научно-технологического, инновационного развития» [13, 15].

Созданные к настоящему времени технологические платформы представляют собой организационные структуры (координационные советы, некоммерческие партнерства [31]), реально осуществляющие функции, которые ранее лишь отображались графом целей и различными плановыми документами.

Целевые программы и проекты, над которыми работают технологические платформы, отличаются от обычных проектов тем, что содержат большой объем прогнозных данных и альтернативных способов создания технологии. Соответственно, они часто именуется форсайт-проектами [14] и относятся к крупным отраслям социально-экономического и технологического развития [35].

Следует заметить, что слово foresight означает предвидение того, что обязательно произойдет в будущем. Проекты же следующего иерархического уровня, относящиеся к технологическим направлениям и инновационным проектам, не обязательно будут успешными, поэтому их следует именовать прогнозными проектами (forecasting projects). Именно такие проекты мы будем далее рассматривать.

Прогнозный проект создания объекта или системы включает следующие этапы:

1. Определяется цель создания объекта – какие потребности общества он должен выполнять. При этом используется вербальное моделирование и экспертные оценки ограниченного набора целевых показателей.
2. Составляется список способов достижения цели.
3. Для каждого способа определяются прототипы (ретроспективные аналоги), подлежащие существенному улучшению либо полной замене. В последнем случае определяются способы замещения прототипа в существующей системе его использования.
4. Для каждого способа формируются физические и экономические модели проектируемого объекта.
5. Для каждой модели определяются показатели и зависимости между ними – структурные и прогнозные.
6. Для каждого показателя формируется набор данных – фактических, расчетных, прогнозных и экспертных.

7. Определяются предельные, целевые и тупиковые значения показателей.
8. Разрабатывается архитектура объекта и сценарии его функционирования.
9. Разрабатываются альтернативные технические решения относительно конструкции объекта, обеспечивающие реализацию сценариев его функционирования.
10. Формируются правила принятия решений по оценке реализуемости технических решений и определению приоритетов их финансирования.

Этим этапам сопутствуют обратные связи, например, при получении новых исследовательских или прогнозных данных, директив или дополнительного финансирования изменяются приоритеты финансирования.

Совместный учет разнородных факторов требует использования методов построения интегральных оценок, отражающих их взаимодействие, логическую структуру, возможности взаимной компенсации позитивных и негативных тенденций [6, 24]. При этом необходимо использование человека не только в качестве аналитического устройства, но и измерительного прибора – эксперта при оценке экономических, социальных и психологических параметров, таких как восприятие рисков, готовность десятилетиями ждать результатов проекта и т.п. Только экспертным путем может определить, сколько следует заплатить за снижение риска катастрофы на 1%, а радиационной нагрузки вдвое. Многоаспектность этих проблем требует использования коллектива экспертов из разных отраслей, согласования их оценок с техническими и естественнонаучными параметрами. Организационная основа указанной деятельности определена в [14]. Имеются глубоко проработанные методы реализации таких процедур экспертного прогнозирования [28], которые следует развивать и использовать в прогнозном проектировании. При этом приходится пользоваться данными, которые имеют разную точность, основаны на различных методиках инструментальных и экспертных измерений. Для их согласования нужно опираться на высокоточные стандартизированные шкалы единиц измерения, которые были бы удобны для экспер-

тов и в то же время использовали данные физических и экономических моделей.

### **3. Постановка задачи**

#### **3.1. ЦЕЛЬ ПРОЕКТА**

Целью проекта является создание космической инфраструктуры, которая представляет собой комплекс взаимосвязанных объектов, обслуживающих космическую деятельность.

К настоящему времени сформировались следующие направления космической деятельности:

- научная (МКС, АМС, телескопы в точках либрации);
- коммерческая (спутники связи, навигации, дистанционного зондирования Земли, туристы);
- политическая (проект «Аполлон»).

Первые два направления являются самовоспроизводящимися, т.е. имеют постоянный источник ресурсов – в первом случае внешний (бюджетное финансирование науки), во втором – внутренний (самокупаемость).

Политические цели теперь становятся неактуальными, однако они все еще негативно влияют на развитие космонавтики. Программа «Аполлон» не имела продолжения – Луну на полвека оставили в покое после достижения политической цели. Такой же подход просматривается и в нынешних планах экспедиции на Марс – она также предполагается как экспедиция посещения без ясной задачи и, скорее всего, с тем же результатом. Подобное целеполагание наблюдается у альпинистов – покорить очередную вершину ради самоутверждения, но, конечно, не для того, чтобы на ней жить.

Как и у альпинистов, космическая экспедиция сопряжена с большими рисками, оценки которых приведены нами в предыдущей статье [22] на основе статистики катастроф. В дальнем космосе риски многократно возрастут, а фатальная неудача может остановить космические программы на многие годы.

На наш взгляд, следует исключить такую спортивно-политическую цель космических экспедиций, а вместо нее поставить цель коммерческого освоения космического пространства и небесных тел, направив на это ресурсы и отказав-

шись от удовольствия в скором времени посмотреть телерепортажи о покорении Марса.

Необходимость принятия такой цели вытекает из той ситуации, в которой оказалось человечество в начале XXI века. Возник вопрос – а не придется ли нам остаться вечно на Земле? Ресурсы планеты иссякают, и уже через 50 лет масштабный выход человечества в космос окажется невозможным. В результате ресурсы небесных тел, необходимые для развития человечества, окажутся недоступными и наша цивилизация угаснет. А если цивилизация все же продолжит свое земное существование в режиме устойчивого развития, то рано или поздно реализуется одна из глобальных угроз – потепление, астероиды, супервулкан и т.п.

Этот промежуток времени можно назвать стартовым окном для выживания человечества, которое, в отличие от стартовых окон межпланетных полетов, в истории больше не повторится.

Цель космической деятельности следует определить следующим образом: **коммерчески окупаемое освоение и использование ресурсов космического пространства и небесных тел.**

Перечисленные выше три направления космической деятельности естественным образом образуют три подцели, которые формулируются следующим образом:

– научная, она относится сейчас к фундаментальным исследованиям, но будет затем дополнена прикладными исследованиями и разработками, например, по разведке ресурсов небесных тел;

– коммерчески окупаемое использование космического пространства для целей связи, навигации, зондирования Земли и космоса [26], а также использование физических эффектов невесомости, вакуума, низких температур для космической индустрии;

– коммерчески окупаемое использование минеральных ресурсов небесных тел.

Для обеспечения полномасштабной деятельности по освоению ресурсов космического пространства и небесных тел потребуется создать адекватную инфраструктуру.



### 3.2. СПОСОБЫ ДОСТИЖЕНИЯ ЦЕЛИ

В качестве прототипа возьмем транспортные инфраструктуры, которые создавались при освоении новых территорий на Земле. К ним относятся Великий шелковый путь, Вест-Индская компания, Сибирский тракт, Транссибирская магистраль, Северный морской путь и т.п.

Инфраструктура включает:

- пути сообщения (тропы, шоссе, фарватеры, рельсовые дороги, авиатрассы);
- транспортные средства (караваны, гужевой транспорт, речные, морские, воздушные суда, железнодорожные составы);
- системы навигации и связи (почта, маяки и радиомаяки, диспетчерские службы, ГЛОНАСС/GPS);
- станции для жизнеобеспечения, технического обслуживания, заправки топливом (фактории, ямщицкие и железнодорожные станции, караван-сарай, порты, аэродромы).

Горизонт планирования исчисляется десятилетиями и потому требует не долгосрочных, а сверхдолгосрочных инвестиций, результатами которых воспользуются лишь следующие поколения. В этой связи уместно поставить данную задачу в один ряд с другими долгосрочными проектами – предотвращение астероидных угроз, глобальное потепление, компенсация истощения природных ресурсов.

Готовность хотя бы части общества к реализации сверхдолгосрочных проектов видна на примере популярной идеи «космического лифта» который является вариантом космической инфраструктуры. О масштабности фронта исследований в этой области можно получить представление из [7]. В [20] приведены расчеты необходимой прочности материалов, соображения по энергетике такого сооружения, предотвращения угроз от космического мусора и т.п. Используются прогнозы указанных факторов, которые регулярно уточняются соответственно ходу научно-технического прогресса. Это и есть процесс разработки прогнозного проекта космической инфраструктуры в форме космического лифта.

Для оценки реализуемости этого проекта нужно определить физические характеристики, технологические возможности, влияние социальных и экономических факторов. Имеющиеся

исследования посвящены первым двум факторам, а социальные и экономические почти не рассматриваются.

Социальный фактор определяется готовностью общества длительное время ждать результата реализации проекта. Оценим продолжительность строительства лифта. Его высота 36000 км, т.е. если монтировать ежедневно (!) по километру, потребуется сто лет.

Допустим, эксперты определили, что общество не согласится финансировать проект, результатами которого воспользуются только следующие поколения, и установили предельный срок продолжительности создания лифта 25 лет. Тогда столетняя длительность проекта является тупиковым значением этого показателя, которое и определяет проект как нереализуемый.

Если же эксперты решили, что общество согласится ждать результатов сто лет, то нужно оценить экономические характеристики проекта. Согласно [20, с. 19] при весьма оптимистических прогнозах относительно прочности материалов масса космического лифта должна составлять 500 тысяч тонн, причем сооружение его ведется сверху вниз, начиная с геостационарной платформы. Но при монтаже должна использоваться именно та неэффективная ракетная технология, которую лифт призван заменить. В течение ста лет нужно будет ежегодно запускать на геостационарную орбиту 5000 тонн полезного груза, а это 1350 ракет «Протон». То есть каждый день нужно осуществлять три-четыре запуска, каждый стоимостью 100 млн долл., а в год это будет 135 млрд долл.

Полная стоимость лифта должна включать, помимо затрат на запуски ракет, также стоимость самих конструкций, работы по их монтажу и т.п., но даже если ограничиться только стоимостью запусков конструкционных материалов, получаем не менее 13,5 трлн долл. за 100 лет.

После того как лифт будет создан, появится возможность гораздо дешевле выводить полезную нагрузку в космос. Разность энергий тела единичной массы (1 кг), покоящегося на экваторе Земли, и этого же тела, находящегося на геостационарной орбите равна

$$\Delta E = \frac{V^2 - V_0^2}{2} - K \left( \frac{1}{R} - \frac{1}{R_0} \right) = 57,66 \text{ МДж/кг},$$

где  $R$  и  $R_0$  – соответственно радиус геостационарной орбиты и радиус Земли,  $V$  и  $V_0$  – соответственно орбитальная скорость геостационарного спутника и линейная скорость вращения Земли на экваторе,  $K$  – гравитационный параметр Земли.

Получили величину, порядок которой соответствует удельной теплоте сгорания органических топлив. То есть для перемещения одного килограмма груза по космическому лифту на геостационарную орбиту нужно ему сообщить энергию, получаемую, например, при сжигании двух килограммов условного топлива (58,6 МДж/кг). Это почти бесплатно по сравнению с «Протоном», который запускает один килограмм за 27000 долл. Проект окупится за 10 лет, если потребность в запусках будет в десять раз выше темпов запуска при создании лифта, т.е. 50000 тонн в год.

Мы учли только топливную составляющую издержек и эффектов. Но сложная техническая система требует больших расходов и на ее эксплуатацию – диспетчерская и летная служба, текущие ремонтные работы и т.п. Нужно учесть также амортизационные отчисления, идущие на капитальный ремонт и восстановление работоспособности системы в ходе ее старения.

Для определения значения тупикового значения экономического показателя возьмем те расходы общества, которые являются непроизводительными и не влияют на условия устойчивого развития, это в первую очередь военные расходы. Их перенаправление на космические проекты приведет скорее к положительному, а не отрицательному эффекту. Они составляют по всему миру величину порядка 1,74 трлн долл. в год [2]. Выше была приведена оценка ежегодных затрат только по запускам конструкционных материалов космического лифта: 135 млрд долл. Допустим, с учетом прочих расходов, эксперты удвоили эту величину, тогда она составит примерно 16% мировых военных расходов. То есть по экономическим показателям тупика нет.

Рассмотрим теперь второй способ создания космической инфраструктуры, имеющий своим прототипом наземные транс-

портные инфраструктуры. Отличие заключается в том, что вместо дороги, колеи, авиатрассы используется орбитальная траектория, а вместо статических конструкций – динамические.

Важнейшее значение приобретает синхронизация орбитальных транспортных процессов, для этого нужно обеспечить высокую точность показателей, используемых в моделях и экспертных оценках. Кроме того, показатели должны быть удобны для восприятия экспертом без ущерба для использования этих данных в физических и экономических моделях.

Определим систему таких показателей, адекватную решаемой задаче.

#### **4. Система показателей и единиц измерения**

Существующие системы единиц рассчитаны на использование в земных условиях. Это относится и к астрономическим показателям, которые удобны для наземных астрономов и полетов на околоземных орбитах, но не учитывают потребности, которые возникнут в дальних космических рейсах.

Международный астрономический союз решением своей 10-й Генеральной Ассамблеи от 1976 года рекомендовал в расчетах небесной механики наряду с системой СИ применять систему астрономических констант (САК), в которой единицами расстояния, времени и массы соответственно являются астрономическая единица, сутки и масса Солнца.

Затем решением 26-й Генеральной Ассамблеи МАС от 2012 года для астрономической единицы установлено стандартное обозначение «*аи*», и численное значение, равное в точности 149 597 870 700 метрам [40], т.е. жестко привязанное к системе СИ.

Метр в СИ определен как расстояние, которое проходит свет в вакууме за промежуток времени, равный  $1/299792458$  с.

Секунда определяется посредством атомного эталона, который в лабораторных условиях имеет погрешность  $10^{-15}$ , погрешность же бортового эталона времени не ниже  $10^{-10}$ , т.е. все единицы данной системы можно воспроизвести в космическом аппарате с указанной точностью. Прототипом является хроно-

метр мореплавателя, хранящий точное время нулевого меридиана, что позволяет определять географическую долготу.

Сутки определены в САК как промежуток времени, включающий 86400 с. Но данная единица удобна только для наземных астрономических наблюдений, а в небесной механике при описании орбитального движения принято использовать не сутки, а юлианский год, равный по определению в точности 365,25 суток или 31 557 600 с, стандартное обозначение для него «*a*». Но поскольку годовые циклы неактуальны для текущих астрономических наблюдений, они не используются в САК.

Модифицируем САК, выбрав в качестве единицы времени юлианский год вместо суток. Таковую систему будем именовать юлианской системой астрономических констант (ЮСАК).

Для иллюстрации удобства такого выбора рассмотрим единичную скорость в различных шкалах. В СИ она равна 1 м/с, что соответствует земным реалиям (скорость пешехода). Однако попытавшись определить единичную скорость в САК (отношение астрономической единицы к суткам), получим значение, равное 1731,5 км/с, не соответствующее никакому интересному физическому процессу.

В предложенной же нами системе единичной скоростью является отношение астрономической единицы к юлианскому году  $1 av = 1 au/a = 4740$  м/с. Это значение несколько выше удельного импульса кислородно-водородного ЖРД – 4661 м/с, и чуть ниже удельного импульса фтороводородного ЖРД – 4883 м/с [3, с. 127]. Теоретически достижимый удельный импульс химических ракетных топлив равен 5500 м/с = 1,16 *av* [3, с. 462]. Удельный импульс маршевого двигателя С5.98, используемого в разгонном блоке «Бриз», составляет 0,67 *av*.

Средняя скорость движения Земли по орбите  $2\pi av \approx 6,28 av$ , линейная скорость вращения Земли на экваторе 0,1 *av*, первая космическая скорость – 1,67 *av*, вторая – 2,36 *av*, третья – 3,5 *av*, орбитальные скорости планет Солнечной системы изменяются в интервале от 1 *av* (Нептун) до 10 *av* (Меркурий).

Получаем во всех случаях значения, близкие к единице, что удобно также и для экспертных оценок.

Единичное ускорение в ЮСАК  $1\text{ aa} = 1\text{ au}/a^2$  равно  $0,000150216\text{ м/с}^2$ . Ускорение Земли в поле тяготения Солнца равно  $4\pi^2\text{ aa}$ .

В качестве единицы массы в САК используется масса Солнца. Но следует иметь в виду, что нет международного соглашения, фиксирующего точное выражение массы Солнца через единицу СИ – килограмм, как это сделано для астрономической единицы, выражаемой в метрах. Да и сам килограмм определяется в СИ через рукотворный, а не атомный эталон.

Однако в задачах небесной механики используются не массы небесных тел, а их гравитационные параметры, т.е. произведения масс на гравитационную постоянную. Они получаются в астрономических измерениях с точностью, на несколько порядков большей, чем точность сомножителей.

Согласно [41] гравитационная постоянная  $G = 6,67428 \cdot 10^{-11} \pm 6,7 \cdot 10^{-15}\text{ м}^3 \cdot \text{с}^{-2} \cdot \text{кг}^{-1}$ , гравитационный параметр Солнца  $GM = 1,3271244099 \cdot 10^{20} \pm 1 \cdot 10^{10}\text{ м}^3 \cdot \text{с}^{-2}$ , относительная погрешность в первом случае  $10^{-4}$  во втором  $10^{-10}$ , т.е. отличие на шесть порядков. Масса же Солнца, выраженная в килограммах, очевидно, также имеет погрешность лишь порядка  $10^{-4}$ .

Все это дает основание использовать в ЮСАК в качестве массы небесных тел их гравитационные параметры. При этом единица измерения массы в ЮСАК перестает быть независимой величиной, а выражается через единицы расстояния и времени. Это обусловлено тем, что коэффициент пропорциональности (гравитационная константа) является размерной величиной и при пересчете из системы единиц СИ в систему ЮСАК килограммы исключаются.

Единица массы в ЮСАК равна  $1\text{ au}^3/a^2 = 3,3618 \cdot 10^{18}\text{ м}^3/\text{с}^2$ , что соответствует массе  $5,0386 \cdot 10^{28}\text{ кг}$  в единицах СИ. Эту единицу назовем «грав», по созвучию с единицей «грамм».

В ЮСАК масса Солнца равна в точности  $4\pi^2\text{ au}^3/a^2 \approx 39,477$  грав, что вытекает из условия баланса ускорений тела, находящегося на круговой орбите радиусом в одну астрономическую единицу и совершающего один оборот за один юлианский год:

$$(1) \quad \omega^2 R = \frac{M}{R^2}, \quad \omega = \frac{2\pi}{T}, \quad R=1, \quad T=1.$$

Таким образом, в отличие от САК, не только единицы расстояния и времени, но и единица массы становится точной, имеющей нулевую погрешность по определению.

Закон всемирного тяготения теперь выглядит следующим образом

$$(2) \quad \frac{d^2 \mathbf{R}}{dt^2} = M \frac{\mathbf{R}}{|\mathbf{R}|^3},$$

где масса  $M$  измеряется в гравгах, модуль радиус-вектора  $|\mathbf{R}|$  – в астрономических единицах, интервалы времени – в юлианских годах.

Попытки избавиться от гравитационной постоянной в законе всемирного тяготения изменением единицы времени ранее предпринимались путем использования для этого гауссовой константы [4, с. 7]. Однако в этом случае приходится брать в качестве единицы времени 58 средних солнечных суток, что не соответствует никакому естественному процессу или природному циклу. Поэтому указанная константа тем же решением [40] была исключена из системы астрономических констант.

Масса Проксимы Центавра равна 4,86 грав, коричневого карлика WISE 1541-2250 – 0,4 грав, Юпитера – 37,7 миллиграв, Земли – 118,57 микрограв.

В задачах небесной механики и космической навигации используется не сама энергия тела, а его удельная энергия – отношение энергии к массе. Единичное значение этого показателя в ЮСАК определяется как модуль потенциала поля тяготения центрального тела массой в один грав на расстоянии одной астрономической единицы. Получаем единицу удельной энергии  $1 ae = 1 grav/au = 1 au^2/a^2 = 22,47$  МДж/кг.

Удельная потенциальная энергия тела, движущегося по земной орбите, в среднем численно равна массе Солнца со знаком минус ( $-4\pi^2 ae$ ), а полная удельная энергия – половине этого значения ( $-2\pi^2 ae$ ).

Разность удельных энергий тела, покоящегося на экваторе Земли, и этого же тела, находящегося на геостационарной орбите, равна  $2,57 ae$ . Для придания телу первой космической скорости относительно Земли нужно сообщить ему удельную энер-

гию 1,39 *ae*, второй – 2,77 *ae*. Удельная теплота сгорания бензина равна 2 *ae*, водорода 5,4 *ae*

Единичная плотность в ЮСАК равна  $1 ad = 1 grav/au^3 = 1 a^{-2} = 10^{-15} c^{-2}$ .

Возьмем шар радиуса  $R$  с плотностью  $\rho$ . Тогда из (2) получаем для тела, обращающегося по орбите, лежащей на поверхности шара:

$$\frac{d^2R}{dt^2} = \frac{4}{3}\pi\rho R = \omega^2 R = \left(\frac{2\pi}{T}\right)^2 R'.$$

Отсюда получаем для периода обращения по поверхности шара плотности  $\rho$

$$T = \sqrt{\frac{3\pi}{\rho}}.$$

Плотность Земли в ЮСАК равна 365204591,5 *ad*. Для периода низкоорбитального спутника в результате получаем 0,000160645 *a*, или 84,5 минут.

Плотности 1 *ad* соответствует  $1,504 \cdot 10^{-5}$  кг/м<sup>3</sup>. Такова плотность земной атмосферы на высоте 80 км, где начинается торможение спускаемых аппаратов. У поверхности Земли  $\rho = 80890 ad$ , Марса  $\rho = 1330 ad$ .

## **5. Архитектура космической инфраструктуры и сценарии ее эксплуатации**

Космическая инфраструктура должна быть универсальной – обслуживать марсианские экспедиции, полеты на астероиды, научные исследования, зондирование космоса, туризм и т.п. Перечень оказываемых ею услуг включает обеспечение связи, навигационное обслуживание, дозаправку топливом, снабжение расходуемыми материалами, продовольствием, кислородом и т.п. Прототипами являются навигационное, портовое, аэродромное обслуживание, погрузочно-разгрузочные работы в наземной транспортной инфраструктуре.

Системный эффект обусловлен специализацией поставщика услуг и большими объемами работы, что снижает себестоимость и отпускную цену по сравнению с популярным нынче проектом



полета на Марс, когда экспедиции придется весь свой скруб и топливо самой везти с Земли до самого Марса. Такой вариант космического аппарата (КА), не предусматривающего использования космической инфраструктуры, мы будем именовать унитарным КА.

Специализация позволяет экономить на средствах жизнеобеспечения в грузовых рейсах, выбирать различные орбиты для грузовых и пассажирских КА и т.п. Дозаправка космического аппарата аналогична многоступенчатости, с тем отличием, что ступень, роль которой играет топливная цистерна или двигательный модуль, не летит с самой Земли вместе с космическим аппаратом, а ожидает на космической станции. При запуске с поверхности Земли многоступенчатого КА ступени отделяются от него после выработки топлива. При использовании же космической инфраструктуры, наоборот, КА оснащается топливными и двигательными модулями в процессе полета. До некоторой степени уместна аналогия с атмосферными полетами, где используются ресурсы среды – окислитель для реактивного двигателя. В космической же инфраструктуре заранее создается искусственная среда, имеющая дискретный, а не непрерывный, как в земной атмосфере, характер, например, топливные склады на космических станциях.

Руководствуясь архитектурой прототипов – наземных транспортных инфраструктур, следует предусмотреть в космической инфраструктуре следующие объекты:

1. Космические станции (КС), служащие для снабжения космических аппаратов топливом, средствами жизнеобеспечения, расходными материалами и т.п. Кроме того, на КС имеется обслуживающий персонал, а также летный состав в ожидании старта. КС принимает и отправляет пассажирские и грузовые челноки.

Космические станции располагаются на следующих орбитах:

– околосредняя станция (ОЗС) на высоте 400 км, подобная ныне существующей МКС. Она удобна не только для выполнения транспортных функций, но и для монтажа объектов, отправляемых дальше;

- либрационная земная станция – ЛЗС, размещенная в точке либрации L2 Земли;
- либрационная марсианская станция – ЛМС, размещенная в точке либрации L1 Марса;
- околомарсианская станция (ОМС), размещенная на Фобосе;
- астероидные станции (АС), размещенные в поясе астероидов на круговых орбитах.

2. Космоносцы (КН) весь свой срок службы находятся в свободном орбитальном полете, периодически пролетая мимо Земли и Марса, иногда корректируя орбиту (рис. 1 и 2). Они оснащены тем, что необходимо экипажу во время перелета на Марс – средствами жизнеобеспечения, радиационной защитой и т.п., а также топливом для маневров. КН принимают и отправляют пилотируемые челноки, когда пролетают мимо Земли или Марса. Прототипами космоносцев являются авианосцы.

3. Контейнеровозы (КВ) осуществляют перевозку грузовых контейнеров и топливных цистерн между космическими станциями.

4. Челноки, осуществляют краткие перелеты между космическими станциями. Они могут быть пассажирскими и грузовыми, перевозящими контейнеры и цистерны с ОЗС на ЛЗС и с ЛМС на ОМС, а также с ЗЛС и ЛМС на космоносцы и с космоносцев.

5. Буксиры – двигательные модули, которые присоединяются в нужном количестве, постоянно или временно, к перечисленным выше объектам.

Контейнеровоз не нуждается в средствах жизнеобеспечения и радиационной защите, ему не нужен даже корпус, а только стыковочные узлы для буксира и опорные стойки для крепления контейнеров и цистерн. Полет контейнеровоза экономичнее полета космоносца за счет выбора маршрутов, нежелательных для пилотируемого КА (гомановские орбиты).

Космоносец же рассчитан на быстрый перелет и обеспечивает более комфортные и безопасные условия для космонавтов, чем унитарный КА, который несет грузы, предназначенные для работы на Марсе и ненужные во время перелета. КН обходится и без того топлива, которое нужно унитарному КА для разгона и

торможения у марсианской и земной орбит, поскольку КН не нужно каждый раз разгонять и тормозить. Энергетический выигрыш обеспечивается за счет малой массы челноков, принимаемых и отправляемых космонавтом, что позволяет придавать челнокам нужную характеристическую скорость с меньшим расходом топлива.

Чтобы избежать гравитационных возмущений со стороны Земли и Марса, орбита космонавта не должна проходить внутри сфер Хилла этих планет. На границе сфер Хилла как раз и находятся станции ЛЗС и ЛМС, с которыми происходит обмен челноками.

Рассмотрим сценарий эксплуатации такой космической инфраструктуры. В тексте и расчетах мы будем опускать единицы измерения ( $a$ ,  $au$ ,  $grav$  и т.п.) там, где это не может привести к недоразумениям.

Орбиты Земли и Марса рассматриваются как круговые с радиусами 1 и 1,524 и периодами обращения 1 и 1,881 соответственно. Космонавц синхронизирован с орбитальными движениями Земли и Марса таким образом, что каждый синодический год Марса он пролетает мимо Земли, принимает челнок и летит к Марсу. То есть его период равен синодическому году Марса  $T_C = 2,135$ .

Большая полуось орбиты КН равна  $a_C = T_C^{2/3} = 1,658$ . При перигелийном расстоянии, равном 1,01 (вблизи ЛЗС) афелий космонавца находится в середине пояса астероидов (2,306).

Пролетая мимо Земли, космонавц принимает челноки с ЛЗС, которая имеет орбитальную скорость, равную  $2,02\pi = 6,346 = 30080$  м/с. Эта скорость на 300 м/с больше орбитальной скорости Земли, хотя на расстоянии 1,01 от Солнца должна быть меньше на 150 м/с. Такой выигрыш в скорости (450 м/с) связан со свойствами либрационной точки и аналогичен использованию вращения Земли при запуске на околоземную орбиту с экватора. У Марса же точка либрации L1, где расположена ЛМС, движется, наоборот, несколько медленнее, чем ей положено. Но поскольку КН догоняет Марс, также получаем выигрыш в необходимой характеристической скорости челнока, перелетающего с КН на ЛМС.

Челнок для стыковки с КН должен, отделившись от ЛЗС, получить характеристическую скорость  $1,027 = 4868$  м/с.

Для причаливания к ЛМС вблизи Марса челнок должен быть разогнан до  $1,933 = 9160$  м/с.

Средства жизнеобеспечения, необходимые экипажу во время перелета, доставляются на космонасец с ЛЗС контейнеро-возом.

Угол перелета КН от ЛЗС до ЛМС  $\sigma_1 = 1,772$  рад (рис. 1), время перелета равно  $0,331 a = 121$  день = 4 месяца. За 121 день Марс проходит по своей орбите  $1,105$  рад, т.е. в момент старта он должен опережать Землю по долготе на  $1,772 - 1,105 = 0,667$  рад. Это – условие стартового окна, которое повторяется каждый синодический год Марса (780 дней).

Траектория обратного перелета КН симметрична траектории полета с Земли на Марс, время перелета КН от ЛМС до ЛЗС также составляет 121 день, а угол перелета  $1,772$  рад. За 121 день Земля проходит по своей орбите  $2,079$  рад, т.е. в момент рандеву КН с Марсом Земля должна отставать от него по долготе на  $2,08 - 1,772 = 0,307$  рад. Это условие, определяющее финишное окно. Оно реализуется всего лишь через 45 дней после даты стартового окна.

Отсюда следует необходимость в еще одном космонасце, который был бы синхронизирован с финишным окном, мы его далее будем называть финишным космонасцем, в отличие от стартового КН, обслуживающего только старты.

Общая продолжительность экспедиции равна 945 дней, из них почти два года космонавты проведут на Марсе и только восемь месяцев в полете.

За период одного оборота КН, равного синодическому году Марса, Земля, сделав два оборота, уйдет затем по своей орбите от первоначальной точки на угол  $48,7$  градусов, или  $0,85$  рад. Для обслуживания следующего стартового окна КН должен вернуться в эту точку на орбите Земли, а не в точку предыдущего старта. Для этого ось орбиты КН нужно повернуть на указанный угол, т.е. произвести искусственную прецессию орбиты. Такой маневр удобно осуществить в точке, где пересекаются старая и новая орбита КН. Долгота этой точки равна  $\psi = 5,138$ , т.е. она расположена на подлете к Земле (рис. 2). Необходимая

характеристическая скорость составляет  $1,673 = 7930$  м/с. Возможно проведение вместо этого или вместе с этим гравитационных маневров у Марса или Земли для поворота орбиты.

Необходимость таких коррекций, а также специального финишного космонавта отпадет после создания полной инфраструктуры, включающей 15 ( $= 720/48,7$ ) космонавцев, каждый из которых обслуживает свою стартовую точку на земной орбите и, соответственно, на марсианской. Каждый из них будет использоваться для обслуживания марсианской экспедиции лишь раз в 30 лет. Поэтому создание такого веера космонавцев оправдано, если они будут также решать задачу освоения ресурсов пояса астероидов.

Рассмотрим проект создания астероидной станции, синхронизированной с космонавцем орбитальным резонансом. Но поскольку КН в каждый свой оборот производит маневр искусственной прецессии на угол  $0,85$  рад, нужно использовать не классический орбитальный резонанс с целочисленными периодами, а смещенный резонанс. При этом АС совершает один оборот за время, несколько меньшее, чем продолжительность двух оборотов космонавца, а затем преодолевает угол искусственной прецессии орбиты КН, чтобы долететь до точки рандеву. Период такой АС равен  $3,36$ , а радиус орбиты –  $2,244$ .

Астероидная станция может быть построена на подходящем астероиде с близким значением большой полуоси, малым эксцентриситетом и наклоном к эклиптике. Например, у астероида Роксана большая полуось  $2,29$ , эксцентриситет  $0,085$ , наклонение орбиты  $1,8$  градусов (как у Марса). У Весты параметры похуже, соответственно  $2,36$ ,  $0,089$  и  $7$  градусов. Роксана примечательна тем, что имеет высокое альbedo ( $0,5$ ) и низкую плотность –  $2$  г/см<sup>3</sup> против  $3,5$  г/см<sup>3</sup> у Весты. Это может свидетельствовать о наличии водного льда или же указывает на пористую структуру, которая позволит удешевить строительство станции.

База данных NASA [36] дает более 50 000 астероидов с большой полуосью между  $2,2$  и  $2,3$  астрономических единиц. Из них 1482 астероида имеют наклонение к эклиптике менее трех градусов и эксцентриситет, не превышающий  $0,1$ . Поскольку угловое распределение астероидов по кругу эклиптики равно-

мерное, можно для любого момента начала реализации астероидного проекта подобрать подходящий астероид.

Характеристическая скорость челнока для связи КН с АС составляет  $0,966 = 4580$  м/с.

Доставку грузов к Марсу следует осуществлять контейнеровозами по более экономной, но и более продолжительной гомановской орбите. Большая полуось такой орбиты, касающейся сфер Хилла Земли и Марса, равна 1,263, период 1,42. То есть время перелета до Марса составляет  $0,71 = 259$  дней = 8,5 месяцев. Характеристические скорости контейнеровоза и у Земли и у Марса  $0,504 = 2390$  м/с.

Доставка грузов на астероидную станцию контейнеровозом по гомановской орбите облегчается тем, что ее синодический год равен лишь 1,424 года.

Доставка пассажиров и грузов с околопланетной на либрационную станцию осуществляется челноками, которые движутся по полуэллиптическим орбитам с перицентром на околопланетной орбите и апоцентром в точке либрации. После разгрузки буксир может быть отправлен обратно к околопланетной станции либо использоваться на следующих этажах инфраструктуры, например, в качестве конструктивного элемента при монтаже космонасцев и контейнеровозов.

Челноку, связывающему ОЗС с ЛЗС, должна быть придана суммарная характеристическая скорость (разгон и торможение)  $0,675 = 3200$  м/с. Суммарная характеристическая скорость марсианского челнока (ЛМС – Фобос) составляет  $0,191 = 905$  м/с.

## **6. Баллистическая модель**

Выше была изложена вербальная модель инфраструктуры и сценарии ее эксплуатации. Она опирается на следующую количественную модель, детально изложенную в [8].

### **6.1. ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ**

1. Масса Солнца  $M = 4\pi^2$ , Земли  $M_E = 0,0001186$ , Марса  $M_M = 0,00001274$ .

2. Орбиты Земли и Марса круговые с радиусами соответственно  $a_E = 1$  и  $a_M = 1,524$  и орбитальными периодами  $T_E = 1$  и  $T_M = 1,881$ .

3. Околоземная станция (ОЗС) находится на круговой орбите высотой 400 км, околомарсианская (ОМС) размещена на Фобосе, орбиту которого считаем круговой с радиусом 9400 км.

4. Либрационная земная станция (ЛЗС) размещена в точке либрации Земли L2, а марсианская (ЛМС) в точке либрации Марса L1, гелиоцентрические радиусы их орбит равны  $R_E = 1,01$  и  $R_M = 1,516$  соответственно.

5. Орбитальный период космонавта (КН)  $T_C = 2,135$  равен синодическому периоду Марса, его перигелий расположен вблизи от ЛЗС  $R_p = 1,01$ . Большая полуось орбиты КН  $a_C = T_C^{2/3} = 1,658$ , афелийное расстояние  $R_a = 2a_C - R_p = 2,306$ , эксцентриситет орбиты  $\varepsilon = 1 - R_p/a_0 = 0,391$ .

6. Космонавц пролетает мимо Земли в момент  $t_0 = 0$  (событие  $m_0$ ), мимо Марса – в момент  $t_1$  (событие  $m_1$ ), мимо астероидной станции в афелии – в момент  $t_2$  (событие  $m_2$ ), совершает маневр поворота орбитальной оси в момент  $t_3$  (событие  $m_3$ ). Финишный космонавц пролетает мимо Марса в момент  $t_4$  – событие  $m_4$ , и мимо Земли – в момент  $t_5$  (событие  $m_5$ ).

7. Долготы (угловые координаты) планет и космических аппаратов отсчитываются от точки  $m_0$  рандеву КН с Землей. Для космонавца долгота является его истинной аномалией.

## 6.2. РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТОВ

1. Долгота точки  $m_1$  (угол перелета)  $\sigma_1 = 1,772$  рад (рис. 1). Находится из условия

$$\frac{a_C(1 - \varepsilon^2)}{1 + \varepsilon \cos \sigma_1} = a_M.$$

2. Время перелета КН  $t_1 = 0,331$ .

Согласно [1, с. 84] время перелета между двумя точками на эллиптической орбите с радиус-векторами  $R_1$  и  $R_2$  равно

$$t_1 = \frac{T_C}{2\pi} [(\alpha - \sin \alpha) - (\beta - \sin \beta)],$$

где  $T_C$  – орбитальный период,

$$\sin \frac{\alpha}{2} = \sqrt{\frac{R_1 + R_2 + C}{4a}} \quad \sin \frac{\beta}{2} = \sqrt{\frac{R_1 + R_2 - C}{4a}},$$

$$C = \sqrt{R_1^2 + R_2^2 - 2R_1R_2 \cos \sigma_1}.$$

3. Характеристическая скорость челнока, стартующего с ЛЗС, равна разности скоростей ЛЗС и КН:  $\Delta V = V_C - V_E = 1,027$ .

Скорость ЛЗС  $V_E = 2,02\pi = 6,346$ .

Скорость КН в перигелии:

$$V_C = \sqrt{\frac{M}{a_c} \frac{1 + \varepsilon}{1 - \varepsilon}} = 7,373.$$

4. Характеристическая скорость челнока, перелетающего с КН на ЛМС, равна модулю векторной разности скоростей  $V_1$  и  $V_2$ , (рис. 1), т.е.

$$\Delta V = \sqrt{V_1^2 + V_2^2 - 2V_1V_2 \cos \lambda} = 1,933,$$

$\lambda$  – угол между скоростями  $V_1$  и  $V_2$ .

Скорость ЛМС:

$$V_1 = \frac{2\pi R_M}{T_M} = 5,066.$$

Скорость КН при пересечении орбиты Марса:

$$V_2 = \sqrt{\frac{M}{a_c} \frac{1 + \varepsilon \cos \sigma_1}{1 - \varepsilon \cos \sigma_1}} = 4,512.$$

Согласно [19, с. 99] угол  $\Phi$  между радиус-вектором и скоростью в точке с истинной аномалией  $\sigma_1$  определяется выражением

$$\sin \Phi = \frac{1 + \varepsilon \cos \sigma_1}{1 + 2\varepsilon \cos \sigma_1 + \varepsilon^2}.$$

Поскольку угол между скоростями  $V_1$  и  $V_2$  равен  $\lambda = \Phi - \pi/2$ , то  $\cos \lambda = \sin \Phi = 0,925$ .

5. Условие смещенного орбитального резонанса КН и АС получаем, предполагая, что за одно и то же время космонавц совершает  $n$  оборотов, астероидная станция –  $m$  оборотов да еще преодолевает сумму углов искусственной прецессии КН за  $n$  его оборотов.



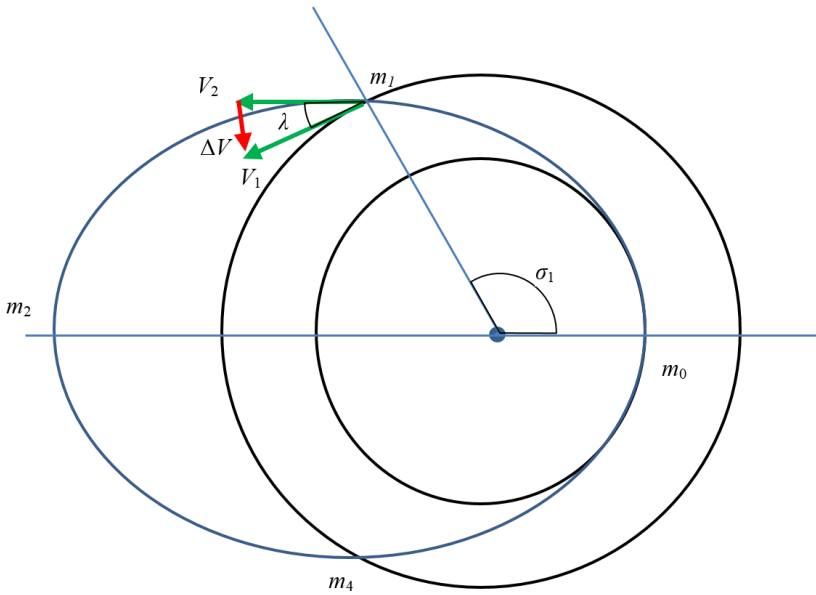


Рис. 1. Орбита космонавца

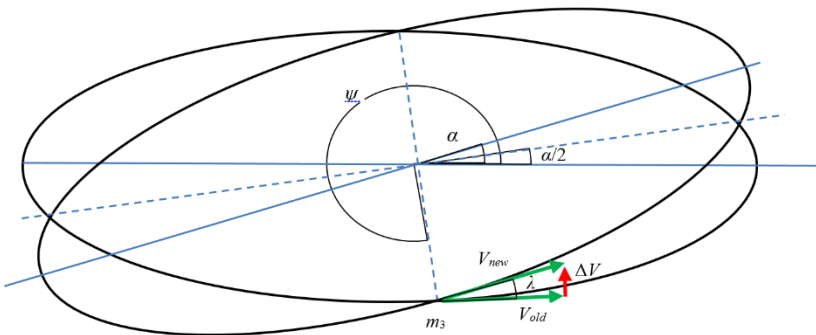


Рис. 2. Поворот орбиты космонавца

$$nT_C = T_A \left( m + \frac{n\alpha}{2\pi} \right),$$

отсюда следует

$$T_A = \frac{T_C}{\left(\frac{m}{n} + \frac{\alpha}{2\pi}\right)},$$

где  $T_A$  – период АС,  $T_C = 2,13535$  – период КН,  $\alpha = 0,850427$  – угол прецессии КН за один его оборот.

Значение  $n = 1$  соответствует самим планетам – при  $m = 1$  это Марс ( $T_A = 1,881$ ), а при  $m = 2$  – Земля ( $T_A = 1$ ).

Астероидной станции соответствуют значения  $n = 2$ ,  $m = 1$ , т.е. нужно подобрать астероид с  $T_A = 3,3609$  и большой полуосью  $a_A = 2,24373$ . Он делает один оборот за время, несколько меньшее, чем два орбитальных периода космонавта, при этом рандеву КН и АС происходят с периодичностью 4,27 лет.

Скорость КН в афелии 3,229, астероидной станции 4,195. Характеристическая скорость челнока для перелета с космонавта на астероидную станцию равна 0,966.

б. Характеристическая скорость КН в точке перехода на орбиту для обслуживания следующего стартового окна – это модуль векторной разности скоростей на старой и новой орбите  $V_{old}$  и  $V_{new}$  (рис. 2).

$$\Delta V = \sqrt{V_{old}^2 + V_{new}^2 - 2V_{old}V_{new} \cos \lambda} = 1,673,$$

$$V_{old} = \sqrt{\frac{M}{a_0} \frac{1 + \varepsilon \cos \psi}{1 - \varepsilon \cos \psi}} \quad V_{new} = \sqrt{\frac{M}{a_0} \frac{1 + \varepsilon \cos(\psi - \alpha)}{1 - \varepsilon \cos(\psi - \alpha)}},$$

$\lambda = \Phi_{new} - \Phi_{old}$  – угол между  $V_{old}$  и  $V_{new}$ ,

$$\sin \Phi_{old} = \frac{1 + \varepsilon \cos \psi}{1 + 2\varepsilon \cos \psi + \varepsilon^2} \quad \sin \Phi_{new} = \frac{1 + \varepsilon \cos(\psi - \alpha)}{1 + 2\varepsilon \cos(\psi - \alpha) + \varepsilon^2},$$

$$\cos \lambda = \frac{\varepsilon^2 \cos \mu + \varepsilon(\cos \psi + \cos(\psi - \alpha)) + 1}{\sqrt{1 + \varepsilon^2 + 2\varepsilon \cos \psi} \sqrt{1 + \varepsilon^2 + 2\varepsilon \cos(\psi - \alpha)}},$$

$\psi$  – долгота точки пересечения старой и новой орбиты КН, она получается из условия

$$\frac{a_C(1 - \varepsilon^2)}{1 + \varepsilon \cos \psi} = \frac{a_C(1 - \varepsilon^2)}{1 + \varepsilon \cos(\psi - \alpha)} \quad \text{отсюда} \quad \cos \psi = \cos(\psi - \alpha).$$

Орбиты пересекаются в точках с долготами  $\psi = (\alpha + k\pi)/2$ . Нужная нам точка  $m_3$  расположена при  $k = 3$ , т.е.  $\psi = 5,137$ .

7. Финишное окно.

Долготы Земли  $\tau$  и Марса  $\mu$  зависят от времени следующим образом:

$$\tau(t) = \omega_E t - 2\pi k_E,$$

$$\mu(t) = \omega_M t + \mu_0 - 2\pi k_M,$$

где  $\omega_E = 2\pi / T_E$  и  $\omega_M = 2\pi / T_M$  угловые скорости Земли и Марса, рад/год;  $\mu_0 = \sigma_1 - \omega_M t_1$  – долгота Марса в момент старта КН;  $t_1 = 0,331$  – момент рандеву Марса и космонавта.

$$k_E = \left[ \frac{2\pi}{T_E} t \right] \quad k_M = \left[ \frac{2\pi}{T_M} t \right]$$

– число оборотов Земли и Марса за время  $t$ .

Условие финишного окна:

$$\tau(t_4) - \mu(t_4) = \sigma_1 - \omega_E t_1,$$

отсюда получаем

$$t_4 = (k_E - k_M) T_c + \frac{T_c}{2\pi} (2\sigma_1 - (\omega_E + \omega_M) t_1).$$

При  $k_E = 2$  и  $k_M = 1$  имеем  $t_4 = 2,258$ . В этот момент марсианская экспедиция перелетает на финишный КН. Траектория перелета до Земли симметрична траектории перелета от Земли к Марсу, в результате получаем продолжительность экспедиции  $t_5 = t_4 + t_1 = 2,588 = 945$  дней.

## 7. Логистическая модель

Логистика в традиционном понимании – это выполнение функций по материально-техническому обеспечению войск. В Византии была даже такая должность «логистик». В России данный термин используется с начала 19 века [10]. Оксфордский словарь английского языка определяет логистику как «раздел военной науки, относящийся к процессам поставки, обслуживания и транспортировки материалов, персонала и объектов.» [37]

После второй мировой войны военный логистический опыт стал использоваться и в мирных целях как прикладная системная методология. Новый Оксфордский американский словарь дает более общее определение: логистика – это «детальная координация сложной операции с участием многих людей,

объектов или ресурсов» [37]. Онлайн-словарь Оксфордского словаря выражается еще короче: логистика – это «детальная организация и реализация сложной операции» [39].

В зависимости от области приложения имеется множество разновидностей логистики – логистика запасов, логистика образования [34], закупочная, распределительная, сбытовая, транспортная, таможенная, складская, информационная, экологическая, городская логистика и т.п. [10].

Мы будем придерживаться понимания данного термина, принятого в транспортной логистике: «Логистика — наука об организации <...> целенаправленных транспортно-людских потоков на основе интеграции и координации операций, процедур и функций, выполняемых в рамках данного процесса, в целях минимизации общих затрат ресурсов.» [11 с.8].

В качестве примера военной логистики с оптимизацией по критериям продолжительности, объема ресурсов и синхронизации процессов можно привести планирование перехода армии Наполеона от Булонского леса к Аустерлицу в 1805 году. «Маршалы шли разными дорогами, предуказанными императором, легко обеспечивая себе пропитание и не загромождая дорог, а когда настал нужный момент, они все оказались вокруг Ульма, где, как в мешке, и задохся Мак с лучшей частью австрийской армии» [30].

Аналогично в космических экспедициях нужно:

- оптимизировать расход материальных ресурсов, в первую очередь топлива;
- оптимизировать время перелета;
- обеспечивать синхронизацию – в нужный момент должны осуществляться стыковочные операции.

В планируемых марсианских экспедициях предусмотрено использование нескольких специализированных аппаратов различного назначения – люди летят отдельно от грузов [38]. Но постоянно функционирующая космическая инфраструктура не должна увязываться заранее с теми или иными экспедициями и космическими программами. Она должна обеспечивать любую экспедицию по требованию.

Такую постоянно функционирующую инфраструктуру не может содержать какое-либо государство или группа госу-

дарств, поскольку бюджетное финансирование выделяется под конкретные экспедиции. Если же инфраструктура создается и эксплуатируется частными фирмами, то ее постоянное функционирование обусловлено окупаемостью затрат. Это означает, что логистика, поддерживаемая данной инфраструктурой, должна строиться по коммерческому, а не военному типу. Коммерческий космос интенсивно развивается, аппараты частных фирм уже сейчас исполняют заказы по транспортировке грузов на МКС, развивается космический туризм. Инфраструктура будет обеспечивать различные экспедиции ресурсами и услугами, получая за это оплату.

При оценке стоимости услуг следует, на наш взгляд, ориентироваться на данные страхования соответствующих космических объектов. Они определяются необходимостью восстановления утраченных ресурсов для повторения попытки, и, следовательно, должны достаточно точно отражать реальную стоимость запусков и космических объектов. Космическое страхование в настоящее время быстро развивается [9], имеются оценки понесенных убытков в результате утраты незастрахованных объектов [32]. План законопроектной деятельности Правительства Российской Федерации на 2014 год [18] предусматривал разработку законопроектов «О государственной регистрации прав на космические объекты и сделок с ними» (п. 70) и «Об обязательном страховании в сфере космической деятельности» (п. 71). Оба закона, которые предполагается принять в начале 2015 года, прямо указывают на коммерциализацию космической отрасли.

Страховая сумма, определенная страховым договором, не изменяется в ходе экспедиции. Страхованию подлежит масса полезного груза и стоимость топлива, использованного в полете. Остальные виды страхования здесь мы учитывать не будем.

При переходе космического аппарата с одной орбиты на другую страховые суммы на первой и второй орбитах соответственно равны

$$W_1 = C_1 m_c + F_1 m_f, \quad W_2 = C_2 m_c$$

где  $C_1$  и  $C_2$  – цены килограмма полезного груза на первой и второй орбитах;  $F_1$  – цена килограмма топлива на первой орбите;  $m_c, m_f$  – соответственно массы груза и топлива

Из формулы Циолковского следует

$$m_f = (m_c + m_s) \left( \exp\left(\frac{V}{I}\right) - 1 \right),$$

где  $V$  – необходимая для маневра характеристическая скорость;  $I$  – удельный импульс двигателя;  $m_s$  – масса летательного аппарата.

Страховая стоимость КЛА не изменяется, т.е.  $W_1 = W_2$ , тогда

$$C_2 = C_1 + F_1 \left( 1 + \frac{m_s}{m_c} \right) \left( \exp\left(\frac{V}{I}\right) - 1 \right).$$

Цену топлива  $F_2$  на второй орбите можно рассчитать по этой же формуле, принимая, что оно доставлено как полезный груз. В результате, подставляя  $C_1 = F_1$ ,  $C_2 = F_2$ , получаем следующее выражение для указанной стоимости:

$$F_2 = F_1 + F_1 \left( 1 + \frac{m_s}{m_c} \right) \left( \exp\left(\frac{V}{I}\right) - 1 \right).$$

Для аппарата, специализированного на перевозке топлива (танкере), можно принять, что масса самого аппарата на порядок меньше массы груза  $m_s \ll m_c$ , например, можно использовать надувные баллоны. В результате имеем простую экспоненциальную зависимость цен топлива на первой и второй орбитах от характеристической скорости, необходимой для перелета с одной орбиты на другую:

$$F_2 = F_1 \exp\left(\frac{V}{I}\right).$$

Рассмотрим маршрут, состоящий из  $N$  участков, в начале  $i$ -го участка происходит разгон или торможение со скоростью  $V_i$ .

Тогда

$$F_N = F_0 \exp\left(\frac{U}{I}\right),$$

где  $U = V_1 + V_2 + \dots + V_N$ ;  $F_0$  – цена топлива на начальной – нулевой орбите.

Введем конструкционный параметр космического аппарата  $x = 1 + m_s/m_c$ . Он отражает эффективность аппарата: при снижении массы конструкции относительно массы полезного груза уменьшается цена последнего на высокой орбите и, соответственно, снижаются издержки экспедиции. Либо снижается себестоимость доставки груза для перевозчика.

Для маршрута, состоящего из  $N$  участков, получаем следующее выражение для стоимости килограмма полезного груза в конце маршрута:

$$C_N = C_0 + \sum_{i=1}^N F_{i-1} \alpha_i,$$

где

$$\alpha_i = x_i \left( \exp\left(\frac{V_i}{I_i}\right) - 1 \right)$$

зависит от условий полета и конструкции летательного аппарата  $x_i$  на  $i$ -м участке.

В качестве базового варианта проекта возьмем вначале не прогнозные значения показателей, а те, которые свойственны фактически имеющимся прототипам. Дальнейшая разработка прогнозного проекта будет использовать прогнозные значения для перспективных средств, например, ядерных ракетных двигателей.

Удельный импульс двигателя  $I_i$  для всех этапов полета возьмем равным  $0,67 \text{ av} = 3200 \text{ м/с}$ , взяв в качестве прототипа маршевый двигатель С5.98, используемый в разгонном блоке «Бриз».

Значение  $x_i$  на всех этапах полета примем равным 3, что соответствует характеристикам «Союза».

Для базовой цены топлива  $F_0$  возьмем значение стоимости запуска на низкую орбиту одного килограмма 3000 долл., что соответствует характеристикам носителя «Днепр» [29].

Рассмотрим числовой пример стоимости различных экспедиций, использующих космическую инфраструктуру. Будем учитывать в издержках только стоимость топлива, которая зависит от баллистических характеристик той или иной экспедиции. То есть это нижняя оценка необходимых затрат, не

учитывающая стоимость навигационного обслуживания, связи, погрузочно-разгрузочных работ и т.п.

Результаты расчета стоимости перелета для разных маршрутов с учетом только заправки топливом представлены в таблице 1.

Доставка грузов контейнеровозом на Фобос оказывается в десятки раз дешевле доставки космонавтов за счет более экономной орбиты.

Доставка грузов на АС контейнеровозом обойдется в три раза дороже, чем на Фобос, а космонавтов на космонавте на АС – в шесть раз дешевле, чем на Фобос. То есть для экспедиций в пояс астероидов космонавтец решает не только проблему безопасности и комфорта космонавтов, но оказывается значительно дешевле полета на Фобос.

Пусть экспедиция включает трех космонавтов с багажом 10000 кг, отправленным ранее контейнеровозом. Тогда общая стоимость доставки экспедиции с околоземной орбиты на Фобос и их возврат составит около 4 млрд долл.:

$$W = (2712557 * 2 - 15655) * 600 + 69217 * 10000 = \\ = 3,9 \text{ млрд долл.}$$

Таблица 1. Топливные тарифы на перевозку груза и пассажиров

№	Конечный пункт	Характ. скорость	Сумма скоростей	Топливный тариф долл./кг
<b>Доставка космонавтов на Фобос</b>				
1	ЛЗС	0,675	0,675	15655
2	Космонавтец	1,027	1,703	105251
3	ЛМС	1,933	3,636	2037724
4	ОМС (Фобос)	0,191	3,827	2712557
<b>Доставка грузов на Фобос</b>				
1	ЛЗС	0,675	0,675	7828
2	Контейнеровоз	0,504	1,179	21654



№	Конечный пункт	Характ. скорость	Сумма скоростей	Топливный тариф долл./кг
3	ЛМС	0,503	1,683	50939
4	ОМС (Фобос)	0,191	1,873	69217
<b>Доставка космонавтов на астероидную станцию</b>				
1	ЛЗС	0,675	0,675	15655
2	Космоносец	1,027	1,703	105251
3	АС	0,966	2,668	473947
<b>Доставка грузов на астероидную станцию</b>				
1	ЛЗС	0,675	0,675	7828
2	Контейнеровоз	0,996	1,671	50027
3	АС	0,890	2,561	201199

На астероидную станцию экспедиция долетит и вернется обратно за 2,6 млрд долл.:

$$W = (473947 * 2 - 15655) * 600 + 201199 * 10000 = 2,571 \text{ млрд долл.}$$

Приведенные расчеты предназначены для демонстрации методики прогнозного проектирования на примере проекта создания одного из возможных вариантов космической инфраструктуры. Использование фактических данных при реальном планировании космических программ позволит получать более точные прогнозные, а затем и проектные результаты.

## 8. Заключение

Наиболее подходящим прототипом технических средств космической инфраструктуры является железнодорожный путь. Он определяется как «сложный комплекс линейных и сосредоточенных инженерных сооружений и устройств <...>, обра-

зующих дорогу с направляющей рельсовой колеёй» [5]. Аналогом колеи является орбита.

Термин «путь» содержится и в таких прототипах, как Великий шелковый путь, Северный морской путь и т.п. Он же используется в рассказе А. Азимова «Путь марсиан», который содержит прогнозный сценарий освоения космоса, согласующийся со сценарием, изложенным в данной статье.

Создание Космического Пути, в отличие от космического лифта, будет осуществляться не сверху вниз, а снизу вверх. Этапы прокладки Космического Пути располагаются в такой последовательности:

1. Создание ОЗС, при этом должна быть решена задача массового и экономичного запуска грузов на низкую орбиту.
2. Создание буксиров, челноков, контейнеровозов.
3. Создание либрационной земной станции.
4. Завоз в точку либрации Марса L1 конструкционных материалов и топлива.
5. Создание и запуск космонавта.
6. Создание либрационной марсианской станции.
7. Создание околомарсианской станции на Фобосе.
8. Освоение Марса.
9. Создание астероидных станций.
10. Создание веера космонавтов для различных стартовых точек на земной орбите.

Каждая из перечисленных подпрограмм детализируется путем разработки соответствующего прогнозного проекта, который при создании необходимых финансовых, организационных, технологических условий перерастает в проект создания соответствующего космического объекта.

Автор выражает глубокую признательность Георгию Михайловичу Гречко за вдохновляющую дискуссию.

### **Литература**

1. БЭТТИН Р. *Наведение в космосе*. – М.: Машиностроение, 1966. – 448 с.

2. *Военный бюджет*. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: [http://ru.wikipedia.org/wiki/Военный\\_бюджет](http://ru.wikipedia.org/wiki/Военный_бюджет) (дата обращения: 10.03.2015).
3. *Космонавтика: Энциклопедия* / Под ред. В.П. Глушко. – М.: Сов. энциклопедия, 1985. – 528 с.
4. ДУБОШИН Г.Н. *Небесная механика. Основные задачи и методы*. – М.: Наука, 1968. – 800 с.
5. *Железнодорожный путь*. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: [http://ru.wikipedia.org/wiki/Железнодорожный\\_путь](http://ru.wikipedia.org/wiki/Железнодорожный_путь) (дата обращения: 10.03.2015).
6. КАРТАШЕВ Е.А., САМКОВ Л.М. *Онлайновая информационно-аналитическая система мониторинга индикаторов жизнеобеспечения территориальных объектов // Управление большими системами*. – 2008. – №24. – С. 112–129.
7. *Космический лифт*. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: [http://ru.wikipedia.org/wiki/Космический\\_лифт](http://ru.wikipedia.org/wiki/Космический_лифт) (дата обращения: 10.03.2015).
8. *Космический Путь*. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://parzefal.com/spaceway> (дата обращения: 10.03.2015).
9. *Космическое страхование*. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.space-ins.ru/> (дата обращения: 10.03.2015).
10. *Логистика*. – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://ru.wikipedia.org/wiki/Логистика> (дата обращения: 10.03.2015).
11. МИРОТИН Л.Б. и др. *Транспортная логистика: Учебник для транспортных вузов*.— М.: Экзамен, 2003.— 512 с.
12. ЛОПУХИН М.М. *ПАТТЕРН – метод планирования и прогнозирования научных работ*. – М.: Советское радио, 1971. – 160 с.
13. *Национальная космическая технологическая платформа*. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.spacepr.ru/> (дата обращения: 10.03.2015).
14. *Положение о Координационном совете промышленного и технологического форсайта Российской Федерации*, утв. приказом Минпромторга России от 06.12.2011 №1680.

15. *Порядок формирования перечня технологических платформ*, утв. решением Правительственной комиссии по высоким технологиям и инновациям от 3 августа 2010 г., протокол № 4.
16. ПОСПЕЛОВ Г.С., ИРИКОВ В.А. *Программно-целевое планирование и управление (Введение)*. – М.: Сов. радио, 1976. – 440 с.
17. *Разработка мемристоров завершена, но НР и Hupix не хотят подрывать рынок флэш-памяти* [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.ixbt.com/news/hard/index.shtml?16/15/46> (дата обращения: 10.03.2015).
18. *План законопроектной деятельности Правительства Российской Федерации на 2014 год*, утв. Распоряжением Правительства РФ от 30 декабря 2013 г. № 2590-р.
19. РОЙ А. *Движение по орбитам*. – М.: Мир, 1981. – 544 с.
20. САДОВ Ю.А., НУРАЛИЕВА А.Б. *О концепции нагруженного секционированного космического лифта* // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. – 2011. – №39. – 25 с.
21. САМКОВ Л.М. *Дисконтирование прогностических оценок результата разработок* // Практика прогнозирования развития науки и техники. – Л.: ЛДНТП, 1977. – С. 28–30.
22. САМКОВ Л.М. *Космические программы: когда безумствует мечта – души прекрасные порывы* // Вестник Югорского государственного университета. – 2011. – Выпуск 3(22). – С. 102–106.
23. САМКОВ Л.М. *Модель оптимизации программы научных исследований* // Материалы III Всесоюзного симпозиума по проблемам планирования и управления научными исследованиями и разработками. Часть 1. – М.: ЦЭМИ, 1975. – С. 139–143.
24. САМКОВ Л.М. *Оперативная идентификация в системах мониторинга устойчивого развития территориальных объектов* // Идентификация систем и задачи управления. – М.: ИПУ, 2000. – С. 1816–1823.
25. САМКОВ Л.М. *Подсистема прогнозирования и программно-целевого планирования АСУ-НПО* // Прогнозирование и программно-целевое планирование в науке и технике. – Л.: ЛДНТП, 1978. – С. 21–23.

26. САМКОВ Л.М. *Прогнозный проект системы космического позиционирования* // Высокие технологии, исследования, образование, финансы: сборник статей Шестнадцатой международной научно-практической конференции «Фундаментальные и прикладные исследования, разработка и применение высоких технологий в промышленности и экономике», 5-6 декабря 2013 г., Санкт-Петербург. – С. 51–55.
27. САМКОВ Л.М., ЧАБРОВСКИЙ В.А. *Информационно-прогностическая подсистема как составная часть системы непрерывного прогнозирования* // Опыт и задачи прогнозирования в промышленности. – Л.: ЛДНТП, 1976. – С. 31–34.
28. СИДЕЛЬНИКОВ Ю.В. *Системный анализ экспертного прогнозирования*. – М.: МАИ. 2007. – 453 с.
29. *Стоимость доставки грузов на орбиту*. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: [http://ru.wikipedia.org/wiki/Полезная\\_нагрузка\\_космического\\_аппарата](http://ru.wikipedia.org/wiki/Полезная_нагрузка_космического_аппарата) (дата обращения: 10.03.2015).
30. ТАРЛЕ Е.В. *Наполеон*. – М.: Государственное социально-экономическое издательство, 1939. — 352 с.
31. *Технологические платформы*. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://mrgr.org/tp/> (дата обращения: 10.03.2015).
32. *Ущерб госбюджету от аварий незастрахованных космических аппаратов за три года превысил 20 млрд рублей*. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.insur-info.ru/press/94702/> (дата обращения: 10.03.2015).
33. *Федеральная целевая программа «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014-2020 годы»* (утв. Постановлением Правительства РФ от 21 мая 2013 г. №426).
34. ЮРКЕВИЧ Е.В., СЕКЕРИН В.Д. *Логистика образования – наука об управлении передачей знаний* // Информатизация образования и науки. – 2011. – №12. – С. 192–203.
35. *Foresight projects*. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.bis.gov.uk/foresight/our-work/projects> (дата обращения: 10.03.2015).

36. *JPL Small-Body Database Search Engine*. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: [http://ssd.jpl.nasa.gov/sbdb\\_query.cgi](http://ssd.jpl.nasa.gov/sbdb_query.cgi) (дата обращения: 10.03.2015).
37. *Logistics*. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://en.wikipedia.org/wiki/Logistics> (дата обращения: 10.03.2015).
38. *Mars-One*. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.mars-one.com/mission/the-technology> (дата обращения: 10.03.2015).
39. *Oxford Dictionaries*. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.oxforddictionaries.com/definition/english/logistics?q=logistics> (дата обращения: 10.03.2015).
40. *Resolution B2 on the re-definition of the astronomical unit of length*. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: [http://www.iau.org/static/resolutions/IAU2012\\_English.pdf](http://www.iau.org/static/resolutions/IAU2012_English.pdf) (дата обращения: 10.03.2015).
41. *The IAU 2009 system of astronomical constants: the report of the IAU working group on numerical standards for Fundamental Astronomy* – [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://www.sai.msu.ru/neb/rw/CelMech110.pdf> (дата обращения: 10.03.2015).

## **FORECASTING PROJECT OF OUTER-SPACE INFRASTRUCTURE: BALLISTICS AND LOGISTICS**

**Leonid Samkov**, Ugra research institute of information technologies  
(Khanty-Mansiysk) assistant professor (parzefal@gmail.com)

*Abstract: We sketch main principles of forecasting projection and develop a forecasting project of the infrastructure for commercial exploration of outer space and of celestial bodies. We suggest a modification of the IAU System of Astronomical Constants, which seems more convenient for experts. Then we discuss the basic scenario of outer space infrastructure operation, the one focusing on the exploration of Mars and asteroids. The discussion is accompanied with models and calculations. We also suggest principles for the goods' and services' billing based on insurance valuations.*

**Keywords:** infrastructure, forecasting design, interplanetary orbit, space lift, space industry, insurance, logistics.

*Статья представлена к публикации  
членом редакционной коллегии М.В. Губко*

*Поступила в редакцию 11.06.2013.*

*Опубликована 31.03.2015.*