

Цена космоса: сколько стоит выход на орбиту?

Ю. И. Лобановский

...Развитием общества правят не жесткие законы, как в физике, а тенденции, нарушение которых, в отличие от законов физики, доступно воле человека.

Н.Н. Моисеев

Краткое содержание

В работе получены универсальные корреляционные зависимости между стоимостью транспортировки единицы массы полезного груза и удельной энергией, затрачиваемой транспортным средством, его масштабом, а также масштабами производства и эксплуатации этого транспортного средства. Зависимость верифицирована по технико-экономическим показателям одноразовых российских ракет-носителей Союз-У и Протон-К, западных – Atlas 5, Delta IV и Ariane 5, разгонных блоков Д/ДМ, Фрегат и Centaur, самолетов Boeing 747 и Concorde, морских сухогрузов, а также по проектным данным многоразовых аэрокосмических носителей Sänger и Delta Clipper. С помощью этой зависимости получены оценки удельной стоимости выведения на низкую околоземную орбиту полезных грузов при использовании перспективного многоразового аэрокосмического носителя Star Liner. Показано, что при этом может быть достигнута удельная стоимость выведения на 1.5 – 2 порядка ниже, чем она есть сейчас в США и Западной Европе.

Ключевые слова: Стоимость перевозки – Транспортное средство – Аэрокосмический носитель – Ракета-носитель – Разгонный блок – Самолет – Сухогруз – Полезная нагрузка – Энергетическая эффективность – Удельная стоимость

Таблица символов

M_{\max} – максимальное число Маха полета

M_0 – полная (стартовая) масса транспортного средства

M_{ch} – характерная масса

M_s – масса конструкции

M_p – масса полезной нагрузки

m_s – доля массы конструкции (сухой массы) в полной массе транспортного средства

m_p – относительная масса полезной нагрузки

f – доля горючего в стартовой массе аппарата

q – теплотворная способность горючего

α – коэффициент избытка окислителя

C – полная стоимость программы разработки, создания и эксплуатации транспортной системы

c_s – стоимость транспортировки единицы массы полезного груза в стандартной транспортной операции

s – масштабный фактор

L – число произведенных транспортных средств

N – среднее число транспортных операций за время жизненного цикла транспортного средства

K_s – эмпирический инвариант

v – скорость

h – высота полета

a – ускорение

g – ускорение свободного падения

τ – длительность разгона

W – мощность

p – удельная тяга

e – удельная механическая энергия (механическая энергия на единицу массы)

K_c – крейсерское аэродинамическое (гидродинамическое) качество

R – дальность стандартной транспортной операции

β – калибровочный коэффициент

η_e – энергетический коэффициент

η_p – пропульсивный коэффициент полезного действия

ϕ_i – функции масштабного фактора
 ω – параметр аппроксимации
 m, k – показатели степени
 Σ – символ суммирования

I – Введение

Экстенсивный период в развитии космонавтики, когда вопрос о том, сколько стоит данная миссия, оставался второстепенным, закончился. Для эксплуатации ресурсов космоса, в какой бы форме это ни осуществлялось, необходимо, чтобы стоимость космических транспортных операций снизилась по сравнению с современной не менее чем на один–два порядка. Очевидно, что эта задача могла бы быть решена при использовании эффективных многоразовых носителей. Однако, попытки создания таких летательных аппаратов на протяжении последних 40 – 45 лет успеха не принесли. Такое печальное положение дел связано, по мнению автора, в первую очередь с тем, что существует чрезмерная инерция мышления, когда, как правило, используются только такие решения, которые оказались оправданными в совершенно иных условиях. Другая крайность, присущая данному типу разработок, – авантюризм и несистемное мышление, когда ключом к решению проблемы объявляется какое-то частное техническое решение.

Для решения поставленной задачи необходимо проанализировать те возможности, которые предоставляет нам природа в рамках современных технологических ограничений, найти адекватные решения и выбрать из них оптимальные, используя объективные экономические критерии эффективности. Пример такой деятельности на технологическом уровне представлен в работах [1 – 3]. Данная статья посвящена поиску критериев эффективности аэрокосмических транспортных систем, позволяющих оценить экономические перспективы их разработки.

Стоимость выведения единицы массы полезной нагрузки на низкую орбиту (удельная стоимость) – основной экономический показатель систем выведения, зависящий не только от технических характеристик носителя, но и от того, в каких масштабах и при каких экономических условиях он будет применяться. Например, этот показатель в конце XX века для одноразовых и частично многоразовых носителей США и Западной Европы находился в пределах, примерно, от 10^4 до $2.5 \cdot 10^4$ \$/кг. Использование нового поколения одноразовых ракет-носителей типа Atlas 5, Delta IV и Ariane 5 привело к некоторому снижению удельной стоимости выведения (вплоть до уровня $\sim 5 \cdot 10^3$ \$/кг). Вследствие комплекса причин удельная стоимость выведения одноразовыми российскими ракетами оказывается заметно ниже. В статье [4] сообщалось, например, что для ракеты-носителя Союз она равна, примерно, $4.5 \cdot 10^3$ \$/кг, однако более корректные оценки приводят к величинам от $2 \cdot 10^3$ до $2.5 \cdot 10^3$ \$/кг (см. далее).

Вследствие этого можно предположить, что, несмотря на включение экономики России в мировую, могут существовать заметные различия в структурах российских и западных цен. Поэтому при попытке определения каких-либо универсальных показателей необходимо сравнивать данные, относящиеся только к одной экономической системе. В качестве основной такой системы по очевидным причинам выбрана экономическая система развитых западных стран. Проводимые далее оценки стоимости приурочены к периоду от второй половины 90-х годов XX века до 2000 года. Условно принятая дата для многоразовых транспортных средств – 1995 год, так к этому времени были завершены программы разработки аэрокосмических носителей Sänger и Delta Clipper, являющихся базовыми для данного исследования, и 1997 – 2000 годы для одноразовых носителей, так как имеются надежные данные о стоимости запусков ракеты-носителя Протон-К в тот период времени. Кроме того, после 2000 года произошел так называемый коллапс рынка запусков, в результате чего на несколько лет было нарушено его устойчивое состояние. Пересчет стоимости с одной даты на другую производится с учетом данных по инфляции.

Из-за того, что информация о стоимостях перевозок и/или запусков часто является не вполне точной, а также из-за того, что уровень рентабельности в этих видах деятельности обычно находится в пределах от 0 до 5 % себестоимости [5] (см. также раздел VI), в дальнейшем, если это не оговорено особо, не будет делаться различий между себестоимостью и ценой продаж. Для выявления общих закономерностей эти

различия являются несущественными в силу того, что точность рассматриваемых ниже методов составляет около 10 %. Себестоимость запусков космических аппаратов при отсутствии кризисных явлений плавно изменяется по времени, а рост цен обычно имеет ступенчатый характер от контракта к контракту. Поэтому в этой работе в качестве стоимости, как правило, выступает себестоимость.

II – Обоснование подхода

Переход к использованию полностью многоразовых аэрокосмических транспортных систем для выведения полезных грузов на низкие околоземные орбиты помимо разрешения экологических проблем, характерных для современных одноразовых ракет, и увеличения гибкости при проведении транспортных операций должен привести к значительному снижению их стоимости. Однако опыт показывает, что точность оценки экономических показателей принципиально новых космических аппаратов оставляет желать много лучшего. Характерным примером является американский частично многоразовый носитель Space Shuttle. Основной экономический показатель – удельная стоимость для этого аппарата в начале его разработки около 30 лет назад составляла, по оценкам, 370 \$/кг [6]. Спустя 20 лет после начала проекта официальная оценка этого параметра была близка к $2.5 \cdot 10^4$ \$/кг, а некоторые эксперты утверждали, что она должна быть еще увеличена не менее чем в два раза [7].

Конечно, надо учесть инфляцию, которая за 1975 – 1995 годы обесценила доллары США в 2.8 раза [8]. Однако даже с ее учетом первоначальные и финальные оценки стоимости разошлись примерно в 25 раз. Этот обескураживающий пример показывает, что, несмотря на использование сложных методов при определении стоимости транспортных операций, даже для детально проработанных проектов возможны ошибки в оценке наиболее важных параметров их эффективности не менее чем на порядок. Тогда, казалось бы, что при предварительном анализе экономической эффективности различных концепций перспективных полностью многоразовых аэрокосмических транспортных систем на начальной стадии их разработки вообще невозможно сделать какие-либо достоверные выводы. В то же время они просто необходимы для правильного выбора концепции наиболее эффективного носителя. Не зря, видимо, Томас Карлайл когда-то назвал экономику «мрачной наукой»! [9]. В этой ситуации могут оказаться полезными достаточно простые интегральные оценки экономической эффективности рассматриваемых сложных систем, основанные на ясных эмпирических соображениях и соотносящиеся с детальными моделями стоимости примерно так же, как законы сохранения основных механических величин соотносятся с детальными динамическими моделями. С использованием законов сохранения для получения точных оценок даже тогда, когда, казалось бы, оснований рассчитывать на это имеется не слишком много, можно ознакомиться, например, в работе [10]. Другой возможной аналогией предлагаемого подхода являются критерии подобия, широко и эффективно используемые в различных областях физики. Еще одной аналогией могут служить различные калибровочные теории, разрабатываемые во многих физических дисциплинах.

Общеизвестно, что на стоимостные показатели производства большое влияние оказывает его масштаб. Кроме того, очевидно, что большое значение имеют также как масштаб самого транспортного средства, так и масштаб его эксплуатации. В данной работе выдвигается и далее обосновывается тезис, что после выделения влияния указанных выше масштабных факторов стоимость транспортировки полезного груза в стандартной транспортной операции в первом приближении прямо пропорциональна энергии, затрачиваемой в этой операции. Это не означает, что определяющую роль при транспортировке грузов играет стоимость топлива или чего-либо подобного. Это означает, что при указанных выше условиях стоимость разработки, производства и эксплуатации транспортных средств из рассматриваемого ряда пропорциональна той энергии, которая расходуется этим транспортным средством (преобразуется из одной формы в другую) в течение всего его жизненного цикла, начиная с его разработки и кончая утилизацией.

III – Определение влияния масштабов производства, эксплуатации и самого транспортного средства на стоимость перевозок (этап 1)

Существует модель корпорации РЭНД определения стоимости программ разработки самолетов с максимальным числом Маха полета $M_{\max} \leq 3$, использованная для экономической оценки программы разработки многоразового аэрокосмического самолета NASP [11]. Если в этой модели перейти от веса конструкции аппарата и максимальной скорости его полета к практически пропорциональным им в земных

условиях, но более физически значимому, а также безразмерному параметрам – соответственно массе конструкции M_s и максимальному числу Маха полета M_{\max} , а также округлить показатели степени в эмпирическом выражении, построенном в очень ограниченном по сравнению с интересующими нас диапазоном скоростей, тогда упомянутое выражение преобразуется в формулу

$$C \sim M_s^{\frac{4}{5}} M_{\max}^{\frac{3}{4}}, \quad (1)$$

где C – полная стоимость программы разработки, создания и эксплуатации аэрокосмической транспортной системы.

Для перехода к полностью безразмерным параметрам выделим в явном виде масштаб носителя:

$$C \sim s^{\frac{4}{5}} m_s^{\frac{4}{5}} M_{\max}^{\frac{3}{4}},$$

где s – масштабный фактор (отношение стартовой массы носителя к некоторой характерной величине), m_s – доля массы конструкции (сухой массы) в стартовой массе аппарата. У многоступенчатых носителей стоимость определяется отдельно для каждой ступени и суммируется. Таким образом, для многоступенчатого носителя

$$C \sim s^{\frac{4}{5}} \sum \left[(m_s)_i^{\frac{4}{5}} (M_{\max})_i^{\frac{3}{4}} \right],$$

где Σ – символ суммирования, а индекс i определяет номер ступени. Стоимость выведения на околоземную орбиту единицы массы полезной нагрузки c_s тогда составит

$$c_s = \frac{C(L, N)}{M_p L N} = K_s \xi f(L, N),$$

$$\xi = s^{-1/5} m_p^{-1} \sum_i [(m_s)_i^{4/5} (M_{\max})_i^{3/4}], \quad (2)$$

где M_p – масса полезной нагрузки, L – число произведенных носителей, N – среднее число транспортных операций за время жизни носителя, K_s – эмпирический инвариант, $f(L, N)$ – функция, зависящая от параметров L и N , m_p – относительная масса полезной нагрузки. Функция $f(L, N)$ характеризует масштаб производства и эксплуатации рассматриваемого транспортного средства.

Для определения вида функции $f(L, N)$ используем так называемый «закон опыта», который гласит: «Издержки на единицу продукции при получении добавленной стоимости применительно к стандартному товару, измеренные в постоянных денежных единицах, уменьшаются на фиксированный процент при каждом удвоении продукции». Анализ «закона опыта» показал, что темп снижения издержек для самолетостроения составляет 20 % [12]. Кроме того, предположим, что аналогичная зависимость аппроксимирует изменение стоимости выведения единицы массы полезной нагрузки при изменении числа полетов каждого носителя:

$$c_s = K_s \xi L^{-m} N^{-k}, \quad (3)$$

где m и k – показатели степени, характеризующие темп изменения издержек при выведении полезной нагрузки, причем из [12] следует, что $m = 3/10$, а k пока не определено.

Для определения показателя k используем выведенные зависимости не только для аэрокосмических носителей, но также и для авиационных транспортных средств, предполагая, что эмпирический инвариант K_s приблизительно одинаков для всех них. Поэтому теперь c_s будет обозначать стоимость транспортировки

единицы массы полезного груза в стандартной операции любого из рассмотренных далее транспортных средств. В качестве таковых возьмем многоразовый аэрокосмический носитель Sanger (проект) и тяжелый транспортный самолет Boeing 747-200F с двигателями JT9D-7R4G2, оптимизированный для полетов через Атлантику. При этом в стандартной транспортной операции аэрокосмический носитель выводит полезный груз на низкую околоземную орбиту, а самолет – перевозит его через Атлантический океан.

Относительная масса полезной нагрузки многоразового аэрокосмического носителя Sanger с пилотируемой верхней ступенью составляла по проекту $m_p = 0.80 \cdot 10^{-2}$, а с беспилотной – $m_p = 2.2 \cdot 10^{-2}$ [13, 14]. В качестве единичного масштаба примем величину 82.5 т, что будет обосновано далее в разделах IV и VIII этой работы. Тогда для носителя Sanger оценка дает следующее: масштаб – $s = 4.44$, первая ступень: $m_s = 0.42$, $M_{\max} = 6.8$; вторая ступень: $m_s = 0.070$ (беспилотная) и $m_s = 0.080$ (пилотируемая), $M_{\max} = 25$ [3]. Значения параметра ξ по формуле (2) получаются равными $\xi = 116$ (беспилотная вторая ступень) и $\xi = 332$ (пилотируемая вторая ступень). При трансатлантической перевозке грузов на самолете Boeing 747-200F (взлетная масса 377.8 т) определяющие параметры следующие: масштаб – $s = 4.58$, $m_p = 0.294$, $m_s = 0.416$, $M_{\max} = 0.85$ [15, 16], и оценка по рассматриваемому критерию по формуле (2) приводит к значению $\xi = 1.10$.

Среднее расстояние между Лондоном и Нью-Йорком, а также Парижем и Нью-Йорком, равно, примерно, $5.75 \cdot 10^3$ км. Если с учетом воздушного трансатлантического трафика добавить в Европе Франкфурт-на-Майне, а в Америке – Вашингтон, то среднее расстояние между аэропортами этих европейских и американских городов несколько превысит $6.0 \cdot 10^3$ км [17], каковое и можно принять за среднюю трансатлантическую дальность.

При сроке службы самолета Boeing 747-200F $6 \cdot 10^4$ часов и продолжительности полета – 7.5 часов (как правило, 7 при полете на восток и 8 – в обратном направлении из-за стратосферных струйных течений) общее число полетов за весь срок службы составит $N = 8000$. За 1969 – 1995 годы было построено 1070 самолетов Boeing 747 [18]. Стоимость тонно-километра для самолета Boeing 747-200F в 1995 году должна была составлять по прогнозу около \$0.24 [19]. По данным поисковой машины Momondo [20] средняя стоимость билета 5 самых дешевых компаний (таким образом, максимально отсекается стоимость различных услуг, не имеющих отношения к перевозке грузов) трансатлантических перелетов осенью 2007 года равна \$505. С учетом инфляции эта сумма должна была в 1995 году быть равна \$370. Самолет Boeing 747-200F, как известно, может перевозить до 111.25 тонн груза [16], а его пассажирская версия перевозит около 500 человек [15]. Таким образом, эквивалент груза при его перевозке на транспортном самолете, соответствующего одному пассажирскому месту, составляет для этого типа самолета примерно 225 кг, и стоимость тонно-километра при этих условиях составит около \$0.27. Так как даже у самых дешевых компаний при пассажирских перевозках имеются расходы, не предусмотренные при перевозках грузовых, можно полагать, что данная оценка стоимости тонно-километра груза несколько завышена.

Далее, средние удельные прямые эксплуатационные расходы (ПЭР) при авиационных грузоперевозках у компаний United Parcel Service и American Express в 1995 году составляли \$0.24 за «короткую» тонно-милю [21]. После пересчета ПЭР на тонно-километры и учета средних косвенных расходов [22] получим удельную стоимость грузовых перевозок равную \$0.25 для этих двух компаний. Таким образом, из имеющихся данных можно оценить стоимость перевозки тонно-километра груза на самолете Boeing 747-200F в \$0.25. При этом удельная стоимость транспортировки груза через Атлантический океан должна была составлять в 1995 году величину $c_s = 1.50$ \$/кг.

При числе аппаратов $L = 2$ и при числе полетов каждого $N = 500$ удельная стоимость выведения полезной нагрузки по расчетам разработчиков аэрокосмического носителя Sanger должна была составлять 2500 \$/кг и 7500 \$/кг соответственно при использовании беспилотной и пилотируемой второй ступени [13, 14]. Тогда из формулы (3) и сравнения характеристик рассматриваемых аппаратов следует, что показатель степени $k \approx 0.30$, что совпадает с величиной показателя m , и эту формулу можно переписать в следующем виде:

$$c_s = K_s \xi (LN)^{-\frac{3}{10}}, \quad (4)$$

а значение эмпирического инварианта K_s из соотношений (2) – (4) для дозвукового транспортного самолета и аэрокосмического носителя в среднем составит 170 ± 5 \$/кг.

Следует отметить, что стоимость выведения единицы массы полезной нагрузки аэрокосмическим носителем Sanger с беспилотной верхней ступенью в соответствии с выведенными формулами в 105 раз больше, чем стоимость перевозки груза через Атлантику на самолете Boeing 747-200F вследствие различия их технических показателей и условий применения, и еще, примерно, в 16 раз больше вследствие различия масштабов производства и использования.

Описанную в данном разделе процедуру можно назвать калибровкой стоимости транспортной операции по массе транспортного средства, ее осуществляющего, а также по масштабам его производства и эксплуатации.

IV – Определение влияния масштаба транспортного средства на стоимость перевозок (этап 2)

В предыдущем разделе было определено влияние масштаба транспортного средства на удельную стоимость перевозки полезного груза многоразовыми транспортными средствами. Анализ данных, относящихся к одноразовым средствам (ракеты-носители, разгонные блоки) показал, что в этих случаях требуются некоторые коррекции подхода.

Во-первых, многоразовые транспортные средства, как правило, перевозят полезную нагрузку во внутренних отсеках. Поэтому, величина полезной нагрузки оказывает существенное влияние на массу конструкции самого транспортного средства. Кроме того, максимальная масса полезной нагрузки у них ограничена. В то же время при использовании ракетных разгонных блоков (блоков довыведения, межорбитальных буксиров) полезная нагрузка просто пристыковывается к ним, и ее величина и масса практически никак не влияют на те технические характеристики блоков, от которых зависит полная стоимость этой транспортной операции. Поэтому, для того, чтобы используемые в данной работе выражения не имели бы внутренних противоречий, у подобных объектов в качестве стартовой массы должна приниматься их масса без полезной нагрузки, а у многоразовых транспортных средств типа самолета, морского судна или аэрокосмического носителя – вместе с полезной нагрузкой.

Одноразовые ракеты-носители занимают промежуточное положение – обтекатели полезной нагрузки одних и тех же ракет могут сильно различаться по размерам в зависимости от решаемой задачи, а могут и вообще отсутствовать. Кроме того, обтекатели обычно сбрасываются на среднем участке разгонной траектории, и их параметры сравнительно слабо влияют на технико-экономические характеристики ракет. Следует также отметить, что при относительной массе полезной нагрузки, равной 2.5 – 3.5 % (что характерно для существующих одноразовых ракет-носителей), количественное влияние выбора определения стартовой массы на используемые выражения не превысит 0.5 – 0.7 %. Подобные отклонения многократно меньше, чем точность любых оценок стоимости, проводимых в данной работе. Поэтому при экономических оценках ракет-носителей можно использовать любое определение стартовой массы. Вследствие этого для простоты и единообразия определений принято, что в стартовую массу всех рассматриваемых многоразовых транспортных средств, за исключением указанных ниже, полезная нагрузка входит, а в стартовую массу одноразовых средств, а также перспективных многоразовых межорбитальных буксиров и/или разгонщиков – не входит.

Во-вторых, элементарный логический анализ показывает, что зависимость стоимости транспортного средства от его масштаба в виде $C \sim s^p$ при $p = \text{const}$ (удельная стоимость $c_s \sim s^{p-1}$) в принципе не может правильно отобразить реальность при малых масштабах. Достаточно очевидно, что стоимость разработки, изготовления и эксплуатации любого технического объекта, когда масса его конструкции $M_s \rightarrow 0$, перестает зависеть от этого параметра, а, значит и от масштаба s . В этом случае стоимость такого объекта зависит только от человеческого труда во всех формах, вложенного в указанные выше операции. Поэтому при малом масштабе для определения его влияния на стоимость транспортной операции введем функцию $p = p(s)$. Для нее граничные условия будут следующими: $p(0) = 0$, $p(1) = 4/5$. Оценки, продемонстрированные в разделе VIII, показывают, что отклонения от степенной зависимости стоимости от масштаба $C \sim s^p$ при $p = \text{const}$ существенны уже для ракетных разгонных блоков, то есть при стартовой массе порядка 20 – 30 тонн.

Полностью корректное построение функции $p(s)$, видимо, возможно в рамках вариационного исчисления. Дополнительные проблемы на этом пути могут возникнуть вследствие существенной неточности данных по стоимости рассматриваемых объектов. Но на начальном этапе исследования выбран более простой подход, заключающийся в качественном выборе вида «переходной функции» $p(s)$ и введении параметров, варьированием которых можно изменять ее количественные характеристики.

Как известно, переходные функции, часто встречающиеся в задачах динамики твердого тела и жидкости, электро- и радиотехники обычно описываются либо кривыми типа

$$y(s) \sim 1 - e^{-s},$$

где $y'(0) = O(1)$, либо так называемыми S-образными кривыми (см., например, [23]). Для того чтобы в рамках данного подхода адекватно описать экономические характеристики транспортных средств малого масштаба с помощью «переходной функции» $p(s)$, будем применять некую вспомогательную функцию $f(s)$, и, используя ее, выберем два возможных представления зависимости $p(s)$ – первое (функциональный аналог «среднего арифметического») от произведения граничных значений масштаба s на $f(s)$):

$$\varphi_1(s) = \left\{ \frac{4}{5} f(s) + s[1 - f(s)] \right\} \quad (5)$$

и второе – достаточно близкий по значениям функции при равных значениях аргумента, но не совпадающий с первым альтернативный вариант (функциональный аналог «среднего гармонического»):

$$\varphi_2(s) = \left\{ \frac{5}{4} f(s) + s^{-1}[1 - f(s)] \right\}^{-1}, \quad (6)$$

при граничных условиях

$$f(0) = 0, f(1) = 1$$

Выберем функцию $f(s)$ из класса монотонных, непрерывных и гладких функций, $f'(0) = O(1)$, $f'(1) = 0$. Простейшей из возможных зависимостей такого рода, удовлетворяющих заданным ограничениям, является функция

$$f(s) = \sin\left(\frac{\pi s}{2}\right) \quad (7)$$

Возьмем полусумму функций φ_1 и φ_2

$$\varphi_3 = \frac{1}{2}(\varphi_1 + \varphi_2) \quad (8)$$

и их разность

$$\Delta\varphi = \varphi_1 - \varphi_2 \quad (9)$$

Если построить функцию степени $p(s)$ в виде:

$$p = \varphi_3 - \omega \left\{ \left[1 + (\varphi_3)^2 \right]^{-\frac{1}{2}} \right\} \Delta\varphi, \quad (10)$$

где ω – числовой параметр, то полученное выражение также оказывается непрерывной и гладкой функцией, а при не слишком большом значении параметра ω и монотонной.

Варьированием параметра ω можно изменять функцию (10). Множитель

$$\left[1 + (\varphi_3')^2\right]^{-\frac{1}{2}}$$

в выражении (10) представляет собой косинус угла наклона кривой φ_3 и введен для того, чтобы расстояние между кривыми φ_1 и φ_2 определялось по нормали к кривой φ_3 . В этом случае исчезает нежелательная сильная зависимость этого расстояния от наклона кривых φ_1 и φ_2 .

Кроме ω , имеется также и второй параметр – характерная масса M_{ch} ($M_0 = M_{ch}$ при $s = 1$). Пока использовалась формула (2), характерная масса, в принципе, могла быть любой, и ее величина влияла только на промежуточные коэффициенты (в том числе и на эмпирический инвариант K_s), но никак не на стоимость C и удельную стоимость транспортной операции c_s . Однако, после введения зависимости $p = p(s)$, выбор величины M_{ch} при $s < 1$ стал влиять и на эти основные выходные параметры.

Как следует из результатов расчетов (см. раздел VIII), для описанной далее энергетической модели стоимости характерная масса $M_{ch} = 82.5$ т. Кривая, отображающая функцию $p(s)$, является S-образной, как и типичные переходные кривые.

V – Определения энергетического коэффициента и их взаимное соответствие

Используя формулы (2) и (4), можно оценивать стоимость транспортировки единицы массы полезной нагрузки с помощью многоразовых аэрокосмических носителей или транспортных самолетов. Однако в соответствии с концептивно описанным в разделе II статьи подходом следует найти еще более общую зависимость между техническими и экономическими параметрами транспортных средств. Как уже было заявлено, гипотеза, лежащая в основе последующих оценок, состоит в том, что стоимость разработки, изготовления и эксплуатации транспортного средства при фиксированных масштабах самого этого средства, его производства и эксплуатации и технологическом и финансово-экономическом уровне общества в первом приближении пропорциональна энергии, затрачиваемой транспортным средством на типичную (оптимальную для данного транспортного средства) операцию (см. [3]).

В прошлом неоднократно высказывались мысли о прямой связи создаваемой трудом стоимости с потоками энергии, протекающими в ходе трудового процесса (энергетический подход Подолинского – Вернадского – Кузнецова [24, 25]), однако, в основном на философском или политэкономическом уровне, а также в масштабах управления всем народным хозяйством. Автора данной работы, в отличие от предшественников, интересуют, прежде всего, конкретные оценки сравнительной стоимости различных существующих и проектируемых транспортных систем, в первую очередь аэрокосмических.

Предполагается, что утверждение, высказанное в первом абзаце этого раздела, справедливо, по крайней мере, для транспортных средств, предназначенных для регулярных операций, проводимых в условиях, близких к оптимальным. Из него следует, что

$$\xi = s^{p-1} \eta_e^{-1}, \quad (11)$$

где η_e – безразмерный энергетический коэффициент, определяемый далее, $p = 4/5$ при $M_0 \geq M_{ch}$ и $p = p(s)$ при $M_0 < M_{ch}$ (см. таблицу 1 раздела VIII). При таком определении ξ величина эмпирического инварианта K_s , естественно, изменится по сравнению с той, что указана в разделе III.

Для транспортного средства, используемого для выведения полезной нагрузки на низкую орбиту, например, аэрокосмического носителя, в качестве коэффициента η_e было выбрано отношение механической энергии, приобретенной полезной нагрузкой, к энергии, затраченной транспортным средством на ее разгон. Для носителя, выводящего нагрузку на низкую орбиту и использующего химическую энергию

$$\eta_e = \frac{m_p \Delta e}{\sum_i (\alpha_i f_i q_i)}, \quad (12)$$

где $\Delta e = 0.5v^2 + gh$, v и h – скорость и высота полезной нагрузки на низкой орбите, g – ускорение свободного падения, α_i – коэффициент избытка окислителя для ракетных ступеней (для воздушно-реактивных принято – $\alpha_i = 1$), f_i – доля вида горючего в стартовой массе аппарата, q_i – теплотворная способность применяемых видов горючего. При использовании одного вида горючего в одинаковых условиях (например, для одноступенчатого аппарата) суммирование не производится, и формула принимает вид

$$\eta_e = \frac{m_p \Delta e}{\alpha f q} \quad (13)$$

Удельная энергия Δe , приобретенная полезной нагрузкой при ее выведении на околоземную орбиту высотой 200 км, составит 32.3 МДж/кг. В этом случае энергетический коэффициент носителя η_e является характеристикой его энергетической эффективности, показывающей, какая часть энергии топлива этого носителя преобразуется в механическую энергию выводимой на орбиту полезной нагрузки. Оценки стоимости других разгонных операций должны делаться с использованием этого же значения Δe для их калибровки по затратам на выведение полезной нагрузки на низкую околоземную орбиту, так как эмпирический инвариант K_s вычисляется именно для этих условий. Следует отметить, что этот режим работы является единственным для аэрокосмических носителей или ракет-носителей в соответствующей конфигурации, и, по определению он является для них оптимальным.

Для крейсерского транспортного средства, перемещающего полезную нагрузку с постоянной скоростью на заданное расстояние R , например, транспортного самолета, энергетический коэффициент η_e может быть определен как отношение произведения веса нагрузки на это расстояние к энергии, затраченной транспортным средством на перемещение нагрузки:

$$\eta_e = \frac{\beta m_p g R}{f q}, \quad (14)$$

где β – калибровочный коэффициент для согласования значений коэффициента η_e для разгонных и для крейсерских транспортных средств.

Чтобы определить величину коэффициента β , сравним величины удельной энергии Δe (энергии на единицу массы), приобретаемой полезной нагрузкой при разгоне, и удельной работы при ее перемещении с постоянной скоростью. При этом для удельной работы выберем то же самое обозначение – Δe . При разгоне полезной нагрузки с постоянным ускорением при отсутствии других сил, кроме силы тяги,

$$\Delta e = \frac{v^2}{2} = \frac{av\tau}{2} = \frac{p\tau}{2},$$

где a – ускорение, τ – длительность разгона, p – удельная тяга (тяга на единицу массы). При перемещении полезной нагрузки с постоянной скоростью в течение того же времени τ с той же тягой p будет, как известно, совершена вдвое бóльшая работа:

$$\Delta e = p\tau$$

Поэтому для того, чтобы коэффициент β можно было принять равным 1, необходимо, чтобы при калибровке значений эмпирического инварианта K_s удельная работа Δe , равная gR из формулы (14), ровно вдвое превосходила бы удельную энергию Δe из формул (12, 13). Легко видеть, что при сравнении аппаратов, предназначенных для выхода на низкую околоземную орбиту ($\Delta e = 32.3$ МДж/кг), и крейсерских транспортных средств, оптимизированных на трансатлантические перевозки ($R = 6.0 \cdot 10^3$ км, $\Delta e = 58.9$ МДж/кг), отличие этих величин от необходимого соотношения составляет около ± 4.5 %, что оказывается в пределах необходимого допуска. Таким образом, из сопоставления определений энергетического

коэффициента η_e разгонных (12) и крейсерских (14) транспортных средств следует, что для рассмотренного случая в рамках идеализированных представлений величина калибровочного коэффициента $\beta \approx 1$.

Для того, чтобы привести определение энергетического коэффициента η_e крейсерских транспортных средств к более удобному для использования виду, применим понятие дальности Бреге [26] (номинальной дальности полета на крейсерском режиме при заданных затратах топлива):

$$R^* = -\frac{q\eta_p K_c \ln(1-f)}{g},$$

где η_p – пропульсивный коэффициент полезного действия аппарата, K_c – аэродинамическое или гидродинамическое качество (отношение подъемной силы (веса) к силе сопротивления (тяги) транспортного средства).

В случае замены дальности транспортной операции на дальность Бреге ($R = R^*$) выражение (14) при $\beta = 1$ может быть легко преобразовано:

$$\eta_e = -\frac{m_p \eta_p K_c \ln(1-f)}{f}, \quad (15)$$

а при $f < 0.1$ выражение (15) с погрешностью не более 5 % редуцируется до

$$\eta_e = m_p \eta_p K_c \quad (16)$$

Выражения (15) – (16) относятся к крейсерской транспортной операции на оптимальную дальность и позволяют оценить ее стоимость для расстояний, не слишком от нее отличающиеся (для самолетов – это предельная дальность полета с заданной полезной нагрузкой).

Следует, однако, учесть, что реальная техническая дальность полета для транспортных самолетов составляет около 0.75 от дальности Бреге в основном вследствие наличия обязательных резервов топлива, а также его расхода на взлет и разгон. Среднестатистический коэффициент загрузки транспортных (и пассажирских) самолетов, то есть среднее отношение массы перевозимых грузов (числа пассажиров) к максимально возможному значению, близок к 0.60 [27]. Из этого, казалось бы, следует, что в рамках заявленной гипотезы значение калибровочного коэффициента β при сравнении характеристик крейсерских и разгонных транспортных в реальных условиях должно составлять, примерно, 0.80 (0.60/0.75). Кроме того, перевозки на дальности, отличающиеся от оптимальной, должны привести к дальнейшему снижению его среднестатистической величины для транспортных самолетов: $\beta < 0.80$.

Однако, гравитационные, аэродинамические потери и потери на управление и противодействие [28], характерные для разгонных транспортных средств также приводят к снижению величины калибровочного коэффициента примерно на четверть. Действительно, в формулах (12) – (13) в качестве расчетной величины $\Delta e = 32.3$ МДж/кг используется номинальное изменение удельной механической энергии полезной нагрузки при ее выведении на низкую околоземную орбиту. Однако, типичные значения характеристической скорости этой транспортной операции составляет от 9.0 до 9.5 км/с [28], что эквивалентно изменению удельной энергии от 40 до 45 МДж/кг. Таким образом, отношение номинального расхода энергии при выходе на низкую орбиту к реальному равно, примерно, 0.75, что очень близко к априорной оценке коэффициента β для транспортных самолетов.

Для морского транспорта как отношение технической дальности к дальности Бреге, так и коэффициент загрузки, по-видимому, будут выше. Так что значения калибровочного коэффициента β и здесь должны быть приблизительно те же самые.

Отсюда следует, что выражения (12) и (15) в рассматриваемом контексте не могут быть ничем иным кроме корреляционных зависимостей, адекватная связь между которыми для самолетов и аэрокосмических

носителей может быть установлена при калибровочном коэффициенте $\beta \approx 1.0 \pm 0.10$. Более точное значение этого коэффициента может быть определено только из сравнения технических и экономических данных для аэрокосмических разгонных и воздушных и морских крейсерских транспортных средств, что будет сделано далее в разделах IX и X.

Если рассматривается электрический транспорт, получающий энергию из внешнего источника с помощью контактной или бесконтактной сети (электропоезда, поезда на магнитной подушке), то с учетом потерь при преобразовании первичной химической (или ядерной) энергии на электростанциях и при передаче электроэнергии от источника до потребителя, величина коэффициента β должна быть около 0.30 – 0.40. То же самое (за исключением численного значения β) относится и к летательным аппаратам с использованием внешней энергии, передаваемой лазерными или микроволновыми пучками.

Описанную в данном разделе процедуру можно назвать калибровкой стоимости транспортной операции по затраченной на ее осуществление энергии с учетом всей предыстории создания транспортного средства.

VI – Российские одноразовые ракеты-носители

Обратимся теперь к характеристикам двух типов наиболее популярных российских одноразовых ракет-носителей и проверим применимость к ним формул (4), (11), (12), а также определим для этих ракет значение эмпирического инварианта K_s . Относительная масса полезной нагрузки керосин-кислородной ракеты Союз-У $m_p = 0.0237$ (масса полезной нагрузки на низкой орбите 7.05 т), удельная теплота сгорания керосина $q = 42.9$ МДж/кг [10, 28 – 32]. Коэффициент энергетической эффективности ракеты Союз-У составит $\eta_e = 0.094$. Масштаб носителя $s = 3.61$ (единичный масштаб $M_{ch} = 82.5$ т), число запущенных экземпляров всех его вариантов на конец 1997 года $L = 1564$ [33] (учитывались запуски всех вариантов ракет-носителей, созданных на основе Р-7). Из сообщений [34 – 36] следует, что себестоимость запуска ракеты Союз-У составляла в 2005 году $6.0 \cdot 10^8$ рублей или по текущему курсу на конец года [37] – $\$20.8 \cdot 10^6$. С учетом инфляции, равной 21.7 % за 8 лет, а также того, что за этот период было осуществлено 99 ее запусков, себестоимость запуска ракеты-носителя Союз-У в 1997 году должна была составлять $\$17.4 \cdot 10^6$ ($\$18.5 \cdot 10^6$ в 2000 году). Следует отметить, что эти величины оказываются в середине диапазона оценок FAA в период 1996 – 1998 годов ($\$12 \cdot 10^6$ – $\$25 \cdot 10^6$) [38]. Тогда удельная стоимость выведения полезной нагрузки – $2.47 \cdot 10^3$ \$/кг, а значение эмпирического инварианта – $K_s = 2.71 \cdot 10^3$ \$/кг.

Относительная масса полезной нагрузки ракеты Протон-К $m_p = 0.0310$ (масса полезной нагрузки на низкой орбите 20.9 т), удельная теплота химической реакции горючего – несимметричного диметилгидразина с четырехокисью азота $q = 29.3$ МДж/кг [10, 28, 39 – 43]. Тогда коэффициент энергетической эффективности этого носителя $\eta_e = 0.164$. Масштаб $s = 8.16$, число запущенных экземпляров всех его вариантов на конец 1997 года $L = 254$ [33], удельная стоимость выведения – около $2.08 \cdot 10^3$ \$/кг, и величина инварианта при этом составляет $K_s = 2.74 \cdot 10^3$ \$/кг. Удельная стоимость выведения здесь определена по данным 7 коммерческих запусков на геопереходную траекторию спутников связи (Astra 1F – Astra 2A, 1996 – 1998 годы) по контрактам ГКНПЦ «Энергия» с компанией ILS. Себестоимость запуска изменялась от $\$49.3 \cdot 10^6$ до $\$58.5 \cdot 10^6$ [44], что в среднем дает величину $\$51.5 \cdot 10^6$ со среднеквадратичным отклонением ± 6.9 %. Если вычесть стоимость верхней ступени – блока ДМ, используемого только на геопереходной траектории (15.6 %) [44], то запуск ракеты Протон-К на низкую орбиту стоит $\$43.5 \cdot 10^6$ ($\$45 \cdot 10^6$ в 2000 году), что и приводит к указанному выше значению удельной стоимости. Следует отметить, что средняя стоимость контракта составляла $\$50.7 \cdot 10^6$ [44], так что формально эти пусковые услуги оказались убыточными.

Таким образом, среднее значение эмпирического инварианта K_s для ракет-носителей Союз-У и Протон-К в 1997 году составляло, примерно, $2.73 \cdot 10^3$ \$/кг ($2.92 \cdot 10^3$ \$/кг в 2000 году), а результаты оценки удельной стоимости, полученные по формулам (4), (11), (12), согласуются с имеющимися данными с точностью ± 0.5 %. При этом точность официальных данных о стоимости транспортной операции даже для одного типа носителя оказывается не выше ± 7 %, так что согласование оценок, полученных по предлагаемой корреляционной зависимости, можно оценить как полное.

VII – Западные одноразовые ракеты-носители

Применим рассматриваемый в работе подход к трем типам новых западных одноразовых ракет-носителей: Atlas 5, Delta IV и Ariane 5, основной задачей которых является выведение геостационарных спутников связи на геопереходную траекторию. Необходимые для этого технико-экономические характеристики носителей достаточно хорошо известны [45 – 47] за исключением числа запусков, необходимых для достижения окупаемости этих носителей. Можно отметить, что к началу нового века у компании Boeing числилось 50 заказов на ракету Delta IV [48]. В 2003 году речь шла не менее чем о 10 ежегодных запусках в течение восьмилетнего срока [49]. Из этих данных можно заключить, что высказываемые ранее мнения о том, что для окупаемости таких программ нужно производить около 60 запусков, вполне целесообразно принять для проведения оценок в этом разделе. При этом вследствие того, что данный параметр входит в расчетные формулы в степени 0.30, и при точности оценок стоимости $\pm 10\%$ расчетное число изготовленных экземпляров носителя может изменяться примерно от 40 до 80. Так что некоторая неопределенность этого параметра вполне допустима.

Проблемы существовали и при определении стоимости запуска этих носителей, так как официальные данные автору неизвестны, а достоверность оценок, приводимых в открытых источниках, всегда можно поставить под сомнение. При этом, зачастую, в разных источниках упоминаются различные значения стоимости, иногда без их привязки к определенным датам. А ведь известно, что в начале XXI века произошел так называемый коллапс рынка запусков, который в итоге привёл к резким колебаниям стоимости носителей [см., например, 46, 48]. Поэтому рассматриваются стоимости выведения по данным 1998 – 2000 годов – в то время, когда на рынке не было «сильных возмущений», и он был более-менее равновесным.

Относительная масса полезной нагрузки керосин-кислородной ракеты Atlas 5-402 $m_p = 0.0378$, коэффициент энергетической эффективности $\eta_e = 0.140$, масштаб $s = 4.01$, удельная стоимость выведения – около $6.16 \cdot 10^3$ \$/кг. Инвариант K_s , рассчитанный по этим характеристикам при числе полетов $L = 60$ будет равен $3.90 \cdot 10^3$ \$/кг. При этом масса полезной нагрузки на низкой орбите 12.5 т, стоимость выведения в 1998 – 2000 годы – $\$77 \cdot 10^6$ [45, 50, 51]. Более тяжелый вариант этого носителя Atlas 5-552 с твердотопливными ускорителями имеет следующие показатели: $m_p = 0.0370$, $\eta_e = 0.145$ (удельная теплота сгорания твердого топлива $q = 8.15$ МДж/кг, см. [10]), масштаб $s = 6.57$, удельная стоимость выведения – $5.49 \cdot 10^3$ \$/кг, значение инварианта $K_s = 3.96 \cdot 10^3$ \$/кг (масса полезной нагрузки на низкой орбите 20.05 т, стоимость выведения – $\$110 \cdot 10^6$ [45]).

Соответствующие технико-экономические параметры водородно-кислородного носителя Delta IV Medium следующие: $m_p = 0.0343$, коэффициент энергетической эффективности $\eta_e = 0.097$, масштаб $s = 3.04$, удельная стоимость выведения – $8.72 \cdot 10^3$ \$/кг, инвариант K_s при этом будет равен $3.61 \cdot 10^3$ \$/кг (масса полезной нагрузки на низкой орбите 8.60 т [46, 52, 53], стоимость выведения – $\$75 \cdot 10^6$ [48]). Относительная масса полезной нагрузки тяжелого варианта Delta IV Heavy – $m_p = 0.0365$, коэффициент энергетической эффективности $\eta_e = 0.103$, масштаб $s = 8.57$, удельная стоимость выведения – $6.59 \cdot 10^3$ \$/кг (масса полезной нагрузки на низкой орбите 25.8 т, стоимость выведения – $\$170 \cdot 10^6$ [46]), значение инварианта K_s при этом будет равно $3.55 \cdot 10^3$ \$/кг.

У водородно-кислородной ракеты с твердотопливными ускорителями Ariane 5G $m_p = 0.0245$, коэффициент энергетической эффективности $\eta_e = 0.098$ (при такой же удельной теплоте сгорания, как у твердого топлива ускорителей ракеты Atlas 5), масштаб $s = 8.91$, удельная стоимость выведения – около $7.22 \cdot 10^3$ \$/кг (масса полезной нагрузки на низкой орбите 18.0 т [47, 54, 55], стоимость выведения – $\$130 \cdot 10^6$ [56]). Тогда инвариант K_s будет равен $3.73 \cdot 10^3$ \$/кг. Следует отметить, что все эти носители оптимизированы для выведения полезных грузов на геопереходную траекторию и используют одну и ту же ступень (иногда несколько модифицированную, см. раздел VIII) как для довыведения нагрузки на низкую орбиту, так и ее дальнейшего разгона. Поэтому в отличие от Протона при оценке полной стоимости не делается различия между двумя этими полетными вариантами.

В первом приближении носитель Delta IV Heavy представляет собой объединение 3 модулей Delta IV Medium. Следовательно, при равном числе их запусков производство блоков для тяжелого варианта носителя вырастает трехкратно, что в соответствии с формулой (4) должна уменьшить стоимость блоков в 1.4 раза. При этом условия удельные стоимости носителя Delta IV Medium и Delta IV Heavy будут совпадать с точностью около 5 %, то есть эта величина очень слабо зависит от того, запускаются модули отдельно или совместно, что подтверждает адекватность применяемой модели оценки стоимости.

Таким образом, удельная стоимость выведения на низкую орбиту для 5 рассмотренных вариантов современных западных одноразовых носителей изменяется на 60 % – от $5.49 \cdot 10^3$ до $8.72 \cdot 10^3$ \$/кг. Полученные по этим данным значения инварианта K_s изменяются уже только на 11 % – от $3.55 \cdot 10^3$ до $3.96 \cdot 10^3$ \$/кг. Средняя величина K_s составляет $3.75 \cdot 10^3$ \$/кг, а среднеквадратичное отклонение ± 5.5 %, так что корреляция этого параметра для 5 вариантов западных носителей лучше, чем корреляция стоимости выведения для рассмотренной в разделе VI серии запусков одной и той же ракеты Протон-К (± 7 %). При этом известно, что ракета-носитель Delta IV оказалась не столь коммерчески эффективной как Atlas 5. Поэтому естественно ожидать, что в этом случае для окупаемости проекта пришлось бы произвести большее количество полетов. В ходе выполнения проекта Ariane 5 было 4 аварийных пуска из первых 14 [57], что также должно увеличить число ее полетов до достижения окупаемости. Если предположить, что для этого носителям Delta IV и Ariane 5 потребуется на 25 % запусков больше, чем было ранее принято в оценках (то есть 75 запусков), то тогда среднеквадратичное отклонение инварианта K_s , рассчитанное по данным всех трех проектов, составит уже менее ± 2.5 %, а сама его величина – $3.90 \cdot 10^3$ \$/кг. Таким образом, в этом случае получаем практически полное согласование удельных стоимостей выведения полезной нагрузки, рассчитанных по формулам (4), (11), (12), для рассматриваемых носителей. Из величины разброса инварианта K_s можно заключить, что любые расхождения в стоимостных характеристиках различных транспортных систем до 10 % должны находиться в пределах разумного допуска вследствие довольно значительной волатильности ценовых параметров.

Кстати, можно отметить, что ракета с очень сложным керосин-кислородным двигателем РД-180 (Atlas 5) оказывается эффективнее и дешевле, чем ракета с очень простым водородно-кислородным двигателем RS-68 (Delta IV). Эта пара носителей явно демонстрирует то, что чрезмерное упрощение любой ключевой подсистемы с целью снижения ее стоимости может привести к удорожанию всей системы в целом.

Удельная стоимость рассмотренных западных носителей в 2.3 – 4.2 раза выше, чем у Союза и Протона, но различие их эмпирических инвариантов K_s значительно меньше. Если значения инварианта K_s привести к 2000 году, то его величина составит $2.92 \cdot 10^3$ \$/кг для российских носителей и $3.75 \cdot 10^3$ \$/кг для западных. Следовательно, при прочих равных условиях откалиброванная удельная стоимость выведения полезной нагрузки на низкую орбиту между российскими и современными западными носителями различается не более чем в 1.3 раза. Таким образом, относительная дешевизна первых обеспечивается, в основном, значительно бóльшим числом произведенных ракет. Насколько различие значений K_s вызвано приближенностью использованных данных о цене и расчетном числе запусков до окупаемости, и насколько действительным отличием структуры цен в российском и западном сегментах рынка – на этот вопрос можно было бы ответить, получив достаточный массив полностью достоверных экономических характеристик по рассматриваемым носителям. Однако, на это вряд ли можно рассчитывать в обозримой перспективе. Тем не менее, вполне очевидно, что достаточно широко распространенное мнение о чрезвычайной дешевизне разработки и создания российских ракет-носителей по сравнению с западными проведенный анализ не подтверждает даже для ракет, созданных еще в СССР.

VIII – Разгонные ракетные блоки

Хотя на стационарные орбиты, лунные и межпланетные траектории было выведено несколько сот космических объектов, проведение аналогичного экономического анализа для разгонных ракетных блоков, что необходимо для определения величины единичного масштаба M_{ch} , встречает определенные затруднения. Это связано с тем, что надежных данных по стоимости разгонных блоков почти нет. Исключение составляет только блок Д/ДМ [58], стоимость которого в 1997 году (при 220 полетах [33]) легко определяется из данных, приведенных в разделе VI – $\$8.0 \cdot 10^6$ ($\$8.3 \cdot 10^6$ в 2000 году с учетом инфляции и увеличения числа

запусков блока на 26 за 3 года). Стоит отметить, что популярный источник информации по космическим объектам – Encyclopedia Astronautica [59] дает для неопределенного года совсем иное значение стоимости – $\$4.0 \cdot 10^6$ [58]. Так что безоглядное доверие к информации из него легко может привести к принципиально неправильным результатам.

Однако, все-таки, критически рассмотрим имеющиеся там данные для разгонного блока Centaur, так как он, как и источник [59], являются американскими, что позволяет надеяться на некоторую осмысленность приводимой там информации по этому объекту. Под наименованием Centaur скрывается несколько программ разработки, в которых были созданы 13 вариантов разгонных блоков, 3 из которых вообще не летали [59]. Оставшиеся явно разбиваются на четыре группы: варианты Centaur C/D/E – первые летные модели блока, использовавшиеся, в основном, по правительственным контрактам (78 полетов в 1961 – 1983 годах), Centaur I – ПИВ – модели блока для коммерческого использования на ракетах-носителях Atlas I – III (78 полетов в 1984 – 2000 годах) и Centaur G – модель блока для запуска объектов министерства обороны на ракете Titan IV (22 полета в 1989 – 1998 годах). Последнюю, четвертую группу, составляют 2 новые модели разгонного блока Centaur V, которые должны использоваться в качестве верхней ступени уже рассмотренной ранее в разделе VII ракеты-носителя Atlas V. Средняя стоимость указанных первых 3 групп моделей разгонного блока в пересчете на 60 полетов (как и для ракет Atlas V) была принята в качестве предварительной оценки стоимости моделей Centaur V. При этом данные относятся к неопределяемому точно из Encyclopedia Astronautica году XX или XXI века, но, судя по приведенным данным, близкому к году 2000. Эта средняя стоимость составит, по оценкам, от $\$20 \cdot 10^6$ до $27 \cdot 10^6$.

Были рассмотрены также характеристики легкого разгонного блока Фрегат, четвертой ступени для ракеты-носителя Союз и предполагаемой пятой – для ракеты Протон. По известным данным [60] в 2000 году стоимость ракеты-носителя Союз вместе с разгонным блоком Фрегат составляла $\$35 \cdot 10^6$, следовательно, сам Фрегат стоил $\$16.5 \cdot 10^6$ (см. раздел VI). Расчетное число полетов за период окупаемости этого разгонного блока неизвестно, однако можно провести ретроспективный анализ этого параметра. За 8 лет, прошедшие с его первого запуска, с февраля 2000 по февраль 2008 года блок Фрегат совершил 15 полетов, и все – вместе с ракетой-носителем Союз [33]. За указанный срок было произведено также 10 запусков ракеты-носителя Молния, которая также могла бы быть заменена комплексом Союз-Фрегат. Вряд ли разработчикам Фрегатом из НПО им. С. А. Лавочкина можно было рассчитывать на замену всех этих Молний, однако на половину – быть может. Если, как обычно, расчетный срок окупаемости проекта составляет от 8 до 10 лет, полное расчетное число запусков блока Фрегат до его окупаемости при адекватном планировании могло бы составить от 15 до 25.

Таким образом, имеются следующие данные. Разгонный блок ДМ-2М: номинальная масса полезной нагрузки 4.35 т, стартовая масса блока без полезной нагрузки – 18.65 т, коэффициент энергетической эффективности $\eta_e = 0.99$ [58, 61]. Блок Фрегат: номинальная масса полезной нагрузки 5.50 т, стартовая масса – 6.535 т, коэффициент энергетической эффективности $\eta_e = 5.21$ [60, 62]. Для обоих российских разгонных блоков значение эмпирического инварианта K_s принято такое же, как и для ракет-носителей Союз-У и Протон-К в 2000 году – $2.92 \cdot 10^3$ $\$/кг$ (см. раздел VI).

Модель разгонного блока Centaur V1 для выведения полезной нагрузки на геопереходную траекторию характеризуется следующими параметрами: номинальная масса полезной нагрузки 5.00 т, стартовая масса – 22.825 т, коэффициент энергетической эффективности $\eta_e = 0.61$. Модель Centaur V2 для запуска нагрузки на низкую орбиту имеет следующие характеристики: 12.5 т, стартовая масса – 23.05 т, коэффициент энергетической эффективности $\eta_e = 1.52$ [63, 64]. Значение эмпирического инварианта $K_s = 3.75 \cdot 10^3$ $\$/кг$ (см. раздел VII). Стоимость вариантов разгонного блока Centaur V рассчитывалась, как и стоимость ракеты Atlas 5, для которой они и предназначены, при номинальном числе полетов, равном 60 для них обоих вместе. Относительные отклонения расчетной стоимости полета от задаваемой величины, которые у этих двух блоков в расчетах всегда были очень близки между собой, суммировались и делились на 2.

Казалось бы, что при указанных выше неопределенностях в расчетном числе полетов разгонного блока Фрегат (15 – 25) и стоимости блока Centaur V $\$(20 - 27) \cdot 10^6$ невозможно использовать эти данные для сколько-нибудь точного определения параметров $M_{сн}$ и ω . Однако, используя свойства построенной в

разделе IV нелинейной системы соотношений (5) – (10) и вводя дополнительную эмпирическую информацию, по данным 3 разгонных блоков можно однозначно определить как параметры M_{ch} и ω , так и неточно известные характеристики блоков Фрегат и Centaur V.

В самом деле, выполнение с точностью до 0.2 % требования монотонности зависимости (10) эквивалентно неравенству $\omega < 2.7$, что в диапазоне числа полетов блока Фрегат от 15 до 25 приводит к появлению нижней границы характерной массы: $M_{ch} > 75$ т. Вследствие того, что исходная зависимость от масштаба транспортного средства (1) с постоянным показателем степени $p = const$ была построена и по характеристикам самолета SR-71, одного из двух американских самолетов, крейсерское число Маха которых было около 3, а также из-за того, что максимальная масса этого самолета составляла 78 т [65], с учетом описанных далее свойств функции $p(s)$ определяется верхняя граница характерной массы: $M_{ch} < 100$ т. В диапазоне параметров: $75 \text{ т} < M_{ch} < 100 \text{ т}$, $\omega < 2.7$, число полетов блока Фрегат $15 < L < 25$, стоимость блока Centaur V $\$20 \cdot 10^6 < C < \$27 \cdot 10^6$, имеется единственный их набор, при котором относительное среднеквадратичное отклонение задаваемых и расчетных стоимостей трех рассматриваемых разгонных блоков, полученное по формулам (5) – (10) равно 0 (при целочисленных значениях количества полетов блока Фрегат и стоимости блока Centaur V это отклонение равно 0.2 %). В этой точке $M_{ch} = 82.5$ т, $\omega = 2.65$, число полетов блока Фрегат – 15, а стоимость блока Centaur V – $\$23 \cdot 10^6$. Выход за указанные границы числа полетов разгонного блока Фрегат и стоимости блока Centaur V приводит только к дальнейшему росту среднеквадратичных отклонений задаваемых и расчетных стоимостей.

Таким образом, вследствие нелинейности построенной системы соотношений (5) – (10) единственно точно определенного набора технико-экономических характеристик разгонного блока ДМ-2М (стоимость $C = \$8.3 \cdot 10^6$ и число полетов $L = 246$) вполне достаточно для вычисления функции $p(s)$ из формулы (10). Ее значения представлены в таблице 1:

Таблица 1

s	p(s)
0.000	0.000
0.100	0.033
0.200	0.145
0.300	0.307
0.400	0.480
0.500	0.630
0.600	0.734
0.700	0.785
0.800	0.800
0.900	0.801
1.000	0.800

Отметим, что с точностью не ниже 0.2 % функция $p(s)$ становится практически постоянной уже при $s \geq 0.80$, то есть при массе транспортного средства M_0 не меньше 66 т. Отклонения более ~ 3 % в удельной стоимости транспортной операции вследствие влияния переменности показателя $p(s)$ начинаются при $s < 0.6$ ($M_0 < 50$ т). Определенное здесь значение характерной массы $M_{ch} = 82.5$ т, как уже было сказано ранее, используется во всех разделах данной работы для определения масштаба s транспортного средства.

IX – Многоразовые крейсерские транспортные средства

Обратимся теперь к характеристикам трех существенно различных типов многоразовых крейсерских транспортных средств: дозвукового транспортного самолета Boeing 747-200F, сверхзвукового самолета Concorde и морского сухогруза. Для рассматриваемых самолетов трансатлантическая дальность полета является близкой к расчетной, то есть оптимальной. Следует ожидать, что то же самое с достаточной для оценок степенью точности относится и к судам-сухогрузам.

При трансатлантической перевозке груза на самолете Boeing 747-200F, оптимизированном именно на этот маршрут, определяющие параметры таковы: масштабный фактор $s = 4.58$ ($M_{ch} = 82.5$ т), относительная масса полезной нагрузки $m_p = 0.294$, пропульсивный коэффициент двухконтурного турбореактивного двигателя JT9D-7R4G2 [1, 16, 66, 67] с удельным импульсом 57 км/с – $\eta_p = 0.34$ (расход горючего 0.063 кг/(Н·час)) при $M = 0.84$. Крейсерское аэродинамическое качество, приравняемое к максимальному, $K_c = 17.7$, доля топлива в стартовой массе $f = 0.292$ [15, 16], и, соответственно, энергетический коэффициент $\eta_e = 2.09$. Остальные параметры, касающиеся масштабов производства и эксплуатации этого самолета по состоянию на 1995 год были указаны в разделе III. Значение инварианта K_s , полученного по формулам (4), (11), (15) и этим данным, составляет 510 \$/кг. Отметим, что, в отличие от ранее рассмотренных случаев, данный показатель относится к многоразовому транспортному средству.

Несмотря на то, что сверхзвуковой самолет Concorde, также оптимизированный на трансатлантический маршрут, был предназначен только для перевозки пассажиров, с теоретической точки зрения было бы интересно оценить значение инварианта K_s для его гипотетического грузового варианта. Известно, что этот самолет во вторую половину срока службы мог перевозить 100 пассажиров или около 12.5 т груза. В начальный период эксплуатации его полеты, как известно, дотировались, в последние $2 - 3$ года на волне интереса к последнему символу уходящей эпохи цены на билеты были взвинчены. Есть основания полагать, что рентабельность самолета Concorde, более-менее соответствующая рентабельности дозвуковых лайнеров, достигалась в 90-е годы. Во второй половине 90-х годов минимальная цена билета полета Лондон – Нью-Йорк – Лондон ($5.65 \cdot 10^3$ км) составляла $\$8720$ [68] при средней стандартной стоимости путешествия «туда и обратно» около $\$10000$ (см., например, [69] – $\$9900$). Таким образом, в первом приближении можно считать, что стандартная стоимость билета на трансатлантический полет на этом самолете в один конец составляла в 1995 году $\$5000$ [70], а удельная стоимость перевозки полезной нагрузки – 40 \$/кг, что, примерно, в 27 раз больше, чем на самолете Boeing 747-200F. Как показано далее, вследствие различия их технических показателей стоимость перевозки самолетом Concorde единицы массы груза была бы выше в 8.4 раза, а пассажиров из-за более плотной посадки – в 4.7 раза выше. Вследствие различия масштабов производства и использования удельная стоимость перевозки самолетом Concorde была больше еще в 3.2 раза.

Технические характеристики самолета Concorde приведены в источнике [71]. Определяющие параметры этого самолета таковы: масштабный фактор $s = 2.24$, относительная масса полезной нагрузки $m_p = 0.068$, пропульсивный коэффициент его двухконтурного турбореактивного двигателя – $\eta_p = 0.42$, крейсерское аэродинамическое качество $K_c = 7.6$, $f = 0.51$ и, соответственно, энергетический коэффициент $\eta_e = 0.31$. Всего было произведено 16 самолетов Concorde, их срок службы – 45000 часов, то есть 12000 полетов. Значение инварианта K_s , полученного по формулам (4), (11), (15) и этим данным составляет 525 \$/кг, что только на $+ 3\%$ отличается от величины этого инварианта, вычисленной по характеристикам дозвукового самолета Boeing 747-200F. Возможно снижение оценки удельной стоимости перевозки полезной нагрузки на самолете Concorde по минимальной цене билетов до 37 \$/кг, что приведет к величине $K_s = 490$ \$/кг – отличие – 4% , что также находится внутри границ принятого в данной работе допуска на отклонения параметров стоимости.

Итак, примем, что эмпирический инвариант для многоразовых транспортных средств округленное среднее значение $K_s = 520$ \$/кг (590 \$/кг в 2000 году), и с помощью выведенных формул оценим теперь стоимость тонно-километра на трансатлантической трассе для морских сухогрузов. По оценкам работы [72] гидродинамическое качество типичного морского транспортного судна, представляющее собой отношение его веса (водоизмещения) к силе сопротивления, которая на крейсерском режиме равна силе тяги, порядка 500 . Однако, в отличие от дозвуковых самолетов у судов его величина сильно зависит от скорости движения, поэтому при расчете экономических характеристик морских судов требуется прямая оценка этого параметра. При движении судна на скорости близкой к максимальной, что характерно для крейсерского режима грузовых судов на регулярных линиях, гидродинамическое качество легко оценить по формуле

$$K_c = \frac{M_0 v_{\max} g}{W_{\max}}$$

где M_0 – полная масса судна, v_{\max} – максимальная скорость движения, W_{\max} – максимальная мощность силовой установки.

Для таких судов (например, лихтеровоз «Акация Форест» или навалочник «Зоя Космодемьянская» [73]) при полной массе $6 \cdot 10^4$ т и скорости движения 15 – 17 узлов $K_c \approx 400$, $f < 0.1$, поэтому для оценок η_e используем формулу (16). Относительная масса полезной нагрузки $m_p = 0.5 - 0.7 \approx 0.6$, пропульсивный коэффициент $\eta_p \approx 0.75 \times 0.40 = 0.30$. Отсюда $\eta_e \approx 72$. Средняя скорость движения $v \approx 7.5$ м/с (15 узлов), длительность трансатлантического рейса 9.25 суток, число рейсов в году 25, срок службы 30 лет, следовательно, $N \approx 750$, число судов в серии $L = 1 - 5 \approx 3$, масштабный фактор $s \approx 730$. Тогда стоимость перевозки килограмма груза через Атлантику на морском судне такого типа составит $c_s \approx 0.20$ \$/кг (~ 3 С/(т·км)).

Известно, что стоимость тонно-километра морского судна должна быть в 7 – 10 раз ниже, чем грузового самолета [74]. Поделив оценку стоимости перевозки на самолете Boeing 747-200F и только что выведенную, получим отношение 7.5 – 8. Так как Boeing 747-200F должен быть отнесен к наиболее эффективным и, следовательно, относительно дешевым по удельным показателям самолетам, можно констатировать хорошее согласование этих оценок.

X – Многоцветные аэрокосмические носители

Применим рассматриваемый в работе подход к проектным характеристикам двух типов детально проработанных многоцветных аэрокосмических носителей – Sanger и Delta Clipper, для которых были в достаточной мере известны как технические, так и экономические данные.

Относительная масса горючего (водород, $q = 120$ МДж/кг) на первой ступени носителя Sanger составляет $f \approx 0.27$ ($\alpha = 1.0$), на его второй ступени – $f \approx 0.03$ ($\alpha \approx 0.75$) [3]. Остальные параметры, касающиеся проектных технических характеристик и масштабов производства и эксплуатации этого носителя по состоянию на 1995 год были указаны в разделе III. При этом по формуле (12) коэффициент энергетической эффективности η_e для данного аэрокосмического носителя с беспилотным вариантом второй ступени будет равен 0.020. Тогда значение инварианта K_s по формулам (4), (11), (12) оказывается равным 535 \$/кг в ценах 1995 года, что не более чем на 3 % отличается от его значения из раздела IX. Таким образом, из сравнения величин эмпирического инварианта следует, что значение калибровочного коэффициента $\beta = 1.0$.

Проектные характеристики многоцветного одноступенчатого баллистического ракетного аппарата Delta Clipper были следующими: стартовая масса – 463 тонны (масштабный фактор $s = 5.61$), топливо – водород и кислород, $\alpha \approx 0.75$, $f \approx 0.13$, $m_p = 0.010 - 0.019$ в зависимости от азимута запуска, и $\eta_e = 0.053$ при оптимальном, восточном направлении запуска. В этом случае стоимость выведения полезной нагрузки по расчетам разработчиков составила бы 1000 – 1100 \$/кг [75, 76]. Если число аппаратов, как и в программе Sanger равно 2, а число полетов каждого составляло бы 250, то значение инварианта K_s , полученное по формулам (4), (11), (13) и по этим данным составило бы от 480 до 530 \$/кг. При увеличении числа полетов каждого ракетного аппарата до 500, как и в программе Sanger, значение K_s возросло бы до 590 \$/кг. Отклонения от среднего значения эмпирического инварианта составляют около ± 10 %.

Более подробное исследование, безусловно, может показать некоторые вариации значений эмпирического инварианта K_s для разных видов транспорта. Известно, например, что даже показатель степени, характеризующий темп изменения издержек при изменении масштаба производства, колеблется от 0.20 при производстве автомобилей до 0.75 при производстве полупроводников [12]. Однако на основании проведенного исследования можно сделать вывод, что, по крайней мере, в диапазоне стоимостей 0.20 – 10000 \$/кг (то есть при изменении стоимости примерно в 50 тысяч раз) с помощью предлагаемого энергетического критерия можно делать разумные (с точностью порядка 10 %) оценки стоимости перевозки полезных грузов различными видами транспорта от морского до космического. Оценка полной стоимости программы разработки, изготовления и эксплуатации транспортного средства при этом получается перемножением удельной стоимости на полную массу перевезенного по этой программе груза:

$$C = c_s M_p L_n$$

XI – Экономические характеристики перспективного многоразового носителя Star Liner

Энергетические показатели перспективного многоразового аэрокосмического носителя Star Liner (SL) очень близки к таковым для носителя Sänger: относительная масса горючего (водород, $q = 120$ МДж/кг) на первой ступени носителя SL составляет $f \approx 0.27$ ($\alpha = 1.0$), на его второй ступени – $f \approx 0.024$ ($\alpha \approx 0.75$). Однако относительная масса полезной нагрузки SL примерно в 4.5 раза выше, чем у носителя Sänger ($m_p \approx 0.10$) [3]. Поэтому коэффициент энергетической эффективности η_e для этого аэрокосмического носителя при достижении его проектных характеристик будет равен 0.093, что практически совпадает с соответствующим показателем одноразовой ракеты Союз-У. При создании двух носителей SL того же масштаба, что и Sänger, и при числе полетов каждого аппарата – 500, удельная стоимость выведения полезной нагрузки на низкую околоземную орбиту должна составить около 520 \$/кг в ценах 1995 года или 590 \$/кг в ценах 2000 года. При постройке и эксплуатации 15 экземпляров таких аппаратов стоимость выведения должна снизиться примерно до 280/320 \$/кг. Таким образом, при достаточно больших масштабах деятельности может быть достигнуто снижение стоимости в 4 – 8 раз по сравнению с современными значениями, характерными для российских одноразовых носителей. По сравнению с западными одноразовыми и частично многоразовыми носителями уменьшение стоимости произойдет в 15 – 80 раз.

Если бы ресурс многоразового аэрокосмического носителя и грузооборот между Землей и низкой орбитой оказались бы того же порядка, какие имеются сейчас на трансатлантическом воздушном транспорте, тогда бы стоимость выведения могла бы снизиться еще, примерно, в 15 раз по сравнению с первой из сделанных в этой части работы оценок, до 40 \$/кг в ценах 2000 года, то есть, до уровня показателей самолета Concorde. Однако соответствующие масштабы деятельности в космосе пока трудно представить, и, по-видимому, они, если и будут достигнуты, то при совершенно иных технологических возможностях. Таким образом, последнюю оценку можно рассматривать как теоретический предел, который никогда не может быть достигнут. А реально, видимо, предел для аэрокосмических носителей при очень масштабной деятельности в космосе – это уровень 200 – 300 \$/кг, что на 1.5 – 2 порядка ниже, чем сейчас в западном мире.

Безусловно, можно создать такие многоразовые носители или поставить их в такие условия эксплуатации, что удельная стоимость выведения с их помощью будет много выше, чем у одноразовых носителей. Нарушение выявленных тенденций, приводящее к ухудшению показателей, в отличие от законов физики, вполне доступно воле человека. Однако, полученные соотношения показывают, что при реализации адекватных технико-экономических условий можно добиться кардинального снижения цены доступа в космос, что позволит осуществлять там принципиально иную чем сейчас экономическую деятельность.

Последовательное применение рассмотренного метода к другим сферам человеческой деятельности должно привести к созданию теории стоимости, которую можно назвать калибровочной.

Литература

1. Ю. И. Лобановский – Концепция перспективной аэрокосмической транспортной системы. *Препринт ЦАГИ*, N 95, 1994 // <http://www.synerjetics.ru/article/art1994.htm>
2. Yu. Lobanovsky – Concept of an Advanced Reusable Aerospace Transportation System. *La Recherche Aérospatiale*, no 2, 1996 // <http://www.synerjetics.ru/article/art1996.htm> (русская версия)
3. Yu. Lobanovsky – Efficiency Analysis of Reusable Aerospace Launchers. *Aerospace Science and Technologies*, no 1, 1997 // <http://www.synerjetics.ru/article/art1997.htm> (русская версия)
4. А. Грек – От романтики к прагматизму. *Эксперт*, N 34, 1997.
5. Итоги деятельности авиакомпаний мира за 1998 год. *Авиатранспортное обозрение*, N 20, 1999.
6. В. И. Левантовский – Механика космического полета в элементарном изложении. Москва, Наука, 1980.

7. R. Pielke, Jr. – Space Shuttle Value Open to Interpretation. *Aviation Week & Space Technology*, **139**, no 4, 1993.
8. Consumer Price Index (CPI) Inflation Calculator // <http://www.calcul.com/consumer-price-index-inflation>
9. А. Байер – Глобалист: Мрачная наука. *Ведомости*, 26.04.2005 // <http://www.vedomosti.ru/newspaper/article.shtml?2003/06/26/63143>
10. Ю. И. Лобановский – Законы сохранения и феноменология ракетных двигателей // http://www.synerjetics.ru/article/rocket_engines.htm
11. E. Harris – The National Aerospace Plane: Cost Considerations for the Follow-On Vehicle. *AIAA-93-5012*, 1993.
12. И. В. Мишурова – Основы курса менеджмента // http://www.rseu.ru/Internet_President/manag2.htm
13. D. Koelle – Sänger Advanced Space Transportation System – Progress Report 1990. *AIAA-90-5200*, 1990.
14. H. Kuczera, P. Sacher, P. Krammer – The German Hypersonic Programme – Status Report 1991. *AIAA-91-5001*.
15. Boeing 747 // <http://www.zap16.com/civ%20fact/civ%20boeing%20747.htm>
16. Large Widebody Aircraft // http://www.tiaca.org/content/Boeing_2003_3.pdf
17. Расстояние между точками на поверхности Земли // http://mk.semico.ru/dr_info19.htm
18. Boeing 747. Wikipedia // http://en.wikipedia.org/wiki/Boeing_747
19. Перспективы развития грузового транспорта за рубежом. *ТИ ЦАГИ*, N 9 (1319), 1977.
20. Momondo (Flight Search Engine), 21.10.2007 // <http://www.momondo.com/>
21. J. P. Johnson, E. M. Gaier – Air Cargo Operations Cost Database. *NASA/CR-1998-207655* //
22. *Теоретические и инженерные основы аэрокосмической техники* // http://kursy.rsuh.ru/aero/html/kurs_2761_0.html
23. В. А. Бесекерский, Е. П. Попов – Теория систем автоматического регулирования. Москва, Наука, 1975 // <http://www.toroid.ru/besekerskyVA.html>
24. П. Г. Кузнецов – Его действительное открытие. *Предисловие к книге С. А. Подолинский – Труд человека и его отношение к распределению энергии*, Москва, 1991 // <http://influx.ru/article112.html>
25. Б. Е. Большаков, О. Л. Кузнецов – П. Г. Кузнецов и проблема устойчивого развития Человечества в системе природа–общество–человек, Дубна, 2002 // http://www.uni-dubna.ru/images/data/gallery/15_752_P.G.Kuznetsov.doc
26. Д. Кюхеман – Аэродинамическое проектирование самолетов. Москва, «Машиностроение», 1983.
27. Авиакомпании мира подвели итоги. *Авиатранспортное обозрение*, N 30, 2000 // <http://www.aviaport.ru/news/Aviation/16230.html>
28. Космонавтика (Энциклопедия), под ред. В. П. Глушко. Москва, Советская Энциклопедия, 1985.
29. Ракета-носитель Союз-У. *ЦСКБ-Прогресс* // http://www.samspace.ru/products/launch_vehicles/rn_soyuz_u/
30. Soyuz 11A511U2. *Encyclopedia Astronautica* // <http://www.astronautix.com/lvs/soyuz.htm>
31. Ракета-носитель «Союз-У». *Программа МКС – «Прогресс М-50»*. ФКА, выпуск 9, 2004 (13).
32. RD-110. *Encyclopedia Astronautica* // <http://www.astronautix.com/engines/rd110.htm>
33. Launch List // <http://www.planet4589.org/space/lvdb/list.html>
34. В 2005 году «ЦСКБ-Прогресс» планирует построить 14 ракет «Союз» различных модификаций. *АРМС-ТАСС* // <http://armstass.su/?page=article&aid=15766&cid=92>
35. Стоимость кораблей «Союз» для США... *РИА Новости*, 06.04.2005 // <http://www.rian.ru/technology/cosmos/20050406/39626302.html>
36. Эвакуация экипажа МКС на «Союзе»... *РИА Новости*, 07.04.2005 // <http://www.rian.ru/technology/20050407/39631464.html>
37. Курсы валют. *АК&М* // <http://www.akm.ru/rus/exrate/exrate.htm>
38. FAA Quarterly Launch Report, 2nd Quarter 1998 // http://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/ast/media/quarter9802.pdf
39. Proton-K/DM-2. *Encyclopedia Astronautica* // <http://www.astronautix.com/lvs/proton.htm>
40. ЖРД РД-253 (11Д43) и РД-275 (14Д14) // <http://www.lpre.de/energomash/RD-253/index.htm>
41. RD-0210. *Encyclopedia Astronautica* // <http://www.astronautix.com/engines/rd0210.htm>
42. RD-0212. *Encyclopedia Astronautica* // <http://www.astronautix.com/engines/rd0212.htm>
43. И. Черный – Двигатели верхних ступеней «Протона-К». *Новости космонавтики*, N 12, 1999.
44. Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С. П. Королева на рубеже двух веков. 1996-2001, под ред. Ю. П. Семенова, Королев, РКК «Энергия», 2001.

45. Atlas V. *Encyclopedia Astronautica* // <http://www.astronautix.com/lvs/atlasv.htm>
46. Delta IV. *Encyclopedia Astronautica* // <http://www.astronautix.com/lvs/deltaiv.htm>
47. Ariane 5G. *Encyclopedia Astronautica* // <http://www.astronautix.com/lvs/ariane5.htm>
48. C. Covault – Delta IV Priced For Satcom Market Battle. *Aviation Week & Space Technology*: Dec. 9, 2002.
49. D. Kent – Bounce for Boeing? *The Decatur Daily*: Oct. 24, 2003.
50. ЖРД РД-180 // <http://www.lpre.de/energomash/RD-180/index.htm>
51. RL-10A-4-2. *Encyclopedia Astronautica* // <http://www.astronautix.com/engines/rl10a42.htm>
52. RS-68 – Specifications // http://www.spaceandtech.com/spacedata/engines/rs68_specs.shtml
53. RL-10 // <http://en.wikipedia.org/wiki/RL-10>
54. J. Breton, F. Maroquène – The Ariane Family of Launchers. *Spacecraft Structures, Materials and Mechanical Engineering, Proceedings of the Conference, Noordwijk, 27-29 March 1996* // <http://articles.adsabs.harvard.edu/full/1996ESASP.386....3B/0000003.000.html>
55. Aestus. *Encyclopedia Astronautica* // <http://www.astronautix.com/engines/aestus.htm>
56. FAA Quarterly Launch Report, 2nd Quarter 1997 // http://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/ast/media/quarter9702.pdf
57. Ariane V. *Wikipedia* // http://en.wikipedia.org/wiki/Ariane_5
58. Block D. *Encyclopedia Astronautica* // <http://www.astronautix.com/stages/blockd.htm>
59. *Encyclopedia Astronautica* // <http://www.astronautix.com/index.html>
60. Soyuz-Fregat // http://www.orbireport.com/Launchers/Soyuz_U-Fregat/
61. RD-58S. *Encyclopedia Astronautica* // <http://www.astronautix.com/engines/rd58s.htm>
62. S5.92. *Encyclopedia Astronautica* // <http://www.astronautix.com/engines/s592.htm>
63. Centaur V1. *Encyclopedia Astronautica* // <http://www.astronautix.com/craft/cenaurv1.htm>
64. Centaur V2. *Encyclopedia Astronautica* // <http://www.astronautix.com/craft/cenaurv2.htm>
65. SR-71 Blackbird // <http://www.answers.com/topic/sr-71-blackbird-1>
66. M. J. Benzakein – The Future of the Jet Engine // <http://www.ae.gatech.edu/labs/comblab5/meyer.pdf>
67. 1976 Standard Atmosphere Calculator // <http://www.digitaldutch.com/atmoscalc/>
68. The Concorde: Facts and Figures, 22.11.1997 // <http://www.ndrs.org/physicsonline/docs/concorde.htm>
69. The FrequentFlier CRIER. A weekly summary of travel news & opinion, Issue # 40, 15.04.1999 // <http://www.frequentflier.com/ffc-0415.htm>
70. C. M. Reddy – Hi-tech antique. *The Hindu*, 10.11.2003 // <http://www.hindu.com/biz/2003/11/10/stories/2003111000080300.htm>
71. Concorde SST: Technical specs // <http://www.concordesst.com/techspec.html>
72. R. C. Bisplinghoff – New Horizons in Aviation. *Astronautics & Aeronautics*, 3, XII, 1965.
73. Устройство и типы судов // <http://www.cultinfo.ru/fulltext/1/001/008/107/391.htm>
74. B. Clancy and D. Hoppin – The 2000 Merge Global Air Cargo World Forecast: Post-Crisis Management // http://www.aircargoworld.com/archives/feat1_may00.htm
75. F. Colucci – Launching the Delta Clipper. *Space*, 7, no 6, 1991.
76. W. Gaubatz – Developing the Delta Clipper for Low Cost Future. *Space Transportation Systems. International Aerospace Congress, Moscow, 1994.*

12.04.1998 – 10.10.2008

Ю. И. Лобановский