

УДК 629.764

Канд. техн. наук А.К. Линник, А.А. Балдин

О ПРОБЛЕМЕ СОЗДАНИЯ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ ПО КРИТЕРИЮ МИНИМАЛЬНОЙ СТОИМОСТИ

В статье отражена проблематика создания изделий ракетно-космической техники по критерию минимальной стоимости. Рассмотрены основные существующие подходы к решению данной задачи. Обоснована необходимость их совершенствования. Для эффективного снижения стоимости ракет-носителей сформулирован нетрадиционный подход к их проектированию, требующий дальнейшей разработки и конкретизации.

У статті відображено проблематику створення виробів ракетно-космічної техніки за критерієм мінімальної вартості. Розглянуто основні існуючі підходи до вирішення цього завдання. Обґрунтовано необхідність їх удосконалення. Для ефективного зниження вартості ракет-носіїв сформульовано нетрадиційний підхід до їх проектування, який вимагає подальшого розроблення та конкретизації.

The article addresses the condition of thermal protection coating in combustion chambers before and after hot-fire tests. The effect of high temperatures on standard nickel and nickel-chromium coatings has been studied. Thermal condition of a combustion chamber during hot-fire tests has been analyzed.

Введение

Проблема снижения затрат в ракетно-космической промышленности сегодня приобретает особую актуальность. Условием существования современных космических программ является их экономическая эффективность – основной показатель конкурентоспособности на рынке космических услуг. Можно уверенно говорить о том, что выведение грузов в космическое пространство является коммерческим видом деятельности – даже военные спутники США доставляют на орбиту частные компании.

Ключевой задачей повышения экономической эффективности вновь создаваемых изделий ракетно-космической техники (РКТ) являются оценка и снижение их будущей стоимости посредством принятия технических решений уже на ранних этапах проектирования.

В мировой и отечественной литературе регулярно публикуются материалы, направленные на совершенствование существующих методик проектирования летательных аппаратов (ЛА) с учетом стоимости создаваемого изделия. Несмотря на это, существенно снизить стоимость изделий РКТ, как известно, не удается. В ряде случаев стоимость новых проектов значительно

превосходит стоимость предыдущих аналогов [1].

Анализ существующих подходов к снижению затрат в РКТ

Выявить возможные причины недостаточной эффективности применяемых подходов к снижению стоимости можно на основе анализа наиболее характерных из них.

В работе [2] в качестве наиболее экономически эффективных транспортных ракетных систем рассматриваются многоразовые летательные аппараты (МЛА). Основной задачей проектирования экономичных МЛА представляется снижение суммарных транспортных расходов, под которыми понимаются расходы, связанные с доставкой определенного, заранее известного объема полезного груза на заданную орбиту в рамках отдельно взятой космической программы. Следовательно, суммарные транспортные расходы можно выразить так [2]:

$$C_{\Sigma} = C_{yd} M_{\Sigma} \left(1 + \frac{N_0}{k N_{II}} \right),$$

где C_{yd} – удельные затраты выведения на орбиту единицы массы полезной нагрузки;
 N_0 – условное количество

изделий, характеризующее объем экспериментальной отработки;

N_{II} – количество МЛА, необходимое для выполнения космической программы;

k – приведенная кратность использования материальной части;

$M_{\Sigma} = M_{ПН} N_{II} k$ – суммарная масса космических аппаратов, выводимых на орбиту в рамках рассматриваемой космической программы;

$M_{ПН}$ – масса полезной нагрузки, выводимой одним МЛА.

Согласно приведенной методике минимальные транспортные расходы будут реализованы при условии минимума удельных затрат выведения $C_{y\partial}$, которые представляются в виде отношения суммы стоимостных составляющих к массе полезной нагрузки:

$$C_{y\partial} = \frac{C_{кон} + C_{\tau} + C_{p.в}}{M_{ПН}},$$

где $C_{кон}$ – амортизационные отчисления на использованную в полете материальную часть;

C_{τ} – стоимость топлива и других расходуемых материалов;

$C_{p.в}$ – стоимость регламентно-восстановительных работ и услуг космодрома.

Важной характерной особенностью рассматриваемой работы является форма представления стоимостных составляющих, состоящая в следующем.

Для оценки амортизации материальной части предложена формула

$$C_{кон} = C_{y\partial}^{кон} \sum_{j=1}^N \frac{M_{\kappa_j} - M_{0_{j+1}}}{k_j},$$

следовательно,

$$C_{кон} = C_{y\partial}^{кон} \left(\frac{\mu_{\kappa_1} - \mu_{ПН_1}}{k_1} M_{0_1} + \frac{\mu_{\kappa_2} - \mu_{ПН_2}}{k_2} M_{0_1} \cdot \mu_{ПН_1} + \dots \right). \quad (1)$$

Стоимость топлива выражается следующим образом:

$$C_{\tau} = C_{y\partial}^{\tau} M_T = C_{y\partial}^{\tau} \times \left[(1 - \mu_{\kappa_1}) M_{0_1} + (1 - \mu_{\kappa_2}) \mu_{ПН_1} M_{0_1} + \dots \right]. \quad (2)$$

Стоимость ремонтно-восстановительных работ имеет вид:

$$C_{p.в} = C_{y\partial}^{p.в} \sum_{j=1}^N (M_{\kappa_j} - M_{0_{j+1}}) = C_{y\partial}^{p.в} \left[(\mu_{\kappa_1} - \mu_{ПН_1}) M_{0_1} + (\mu_{\kappa_2} - \mu_{ПН_2}) M_{0_1} \cdot \mu_{ПН_1} + \dots \right]. \quad (3)$$

В формулах (1) – (3):

$C_{y\partial}^{кон}$ – удельная стоимость конструкции;

$C_{y\partial}^{\tau}$ – удельная стоимость топлива;

$C_{y\partial}^{p.в}$ – стоимость регламентно-восстановительных работ единицы массы конструкции;

N – количество ступеней МЛА;

M_{0_i} – стартовая масса i -той ступени;

M_{κ_i} – конечная масса i -той ступени;

M_T – масса топлива;

$\mu_{ПН_i} = \frac{M_{ПН_i}}{M_{0_i}}$ – относительная масса полезной нагрузки i -той ступени;

$\mu_{\kappa_i} = \frac{M_{\kappa_i}}{M_{0_i}}$ – относительная конечная масса i -той ступени.

Анализируя выражения (1) – (3), нетрудно заметить, что стоимостные составляющие $C_{кон}$, C_{τ} , $C_{p.в}$ удельных затрат выведе-

ния C_{yd} в конечном итоге пропорциональны стартовой массе M_0 ступеней и коэффициентам μ_k и $\mu_{пн}$, которые зависят от совершенства конструкции. При этом коэффициентами пропорциональности выступают удельная стоимость конструкции $C_{yd}^{кон}$, топлива C_{yd}^{τ} и стоимость восстановительных работ $C_{yd}^{p.с}$. В соответствии с описанной методикой при проектировании экономического МЛА исходными данными являются:

- масса конструкции;
- стоимостные коэффициенты $C_{yd}^{кон}$, C_{yd}^{τ} и $C_{yd}^{p.с}$, определяемые на основе статистики.

Необходимо обратить внимание на то, что в соответствии с подходом [2] стоимость определяется *после расчета стартовой массы* ступеней и, следовательно, после определения основных летно-технических характеристик МЛА.

В работе [1] экономическая эффективность рассматривается в качестве основного критерия проектирования. При этом предложенный здесь подход имеет ряд особенностей, так как работа ориентирована на создание боевых ЛА. Главенствующим критерием принят глобальный показатель выполнения целевой задачи поражения цели с наименьшими затратами. В случае транспортных РН целевая задача – вывод заданного полезного груза на определенную орбиту. С точки зрения жизненного цикла ЛА стоимость в работе [1] разбита на стоимости разработки, серийного производства и эксплуатации. Однако, по мнению автора работы [1], оценить *стоимость разработки* боевых ЛА с приемлемой точностью не представляется возможным. Довольно грубо оценивается и *стоимость эксплуатации*, основанная на привязке к статистическим данным о стоимости наземного комплекса.

При сравнении альтернативных конструктивно-технологических вариантов ЛА в качестве критериальной величины выбрана *стоимость производства*, которая, в свою очередь, пропорциональна площади поверхности изготавливаемого изделия.

Отсюда стоимость Q пропорциональна массе изделий G по следующему закону:
 $Q \approx G^{2/3}$.

В то же время для стоимости одной конкретной детали предлагается соотношение

$$Q_0 = a_{\omega}(G_0 - G_{\delta} - G_{пн})^{\nu} + a_{\delta}G_{\delta}^{\nu},$$

- где
- Q_0 – производственные затраты на ЛА без полезной нагрузки;
 - G_0 – стартовый вес ЛА;
 - G_{δ} – вес анализируемой детали;
 - $G_{пн}$ – вес полезной нагрузки;
 - $a_{\delta}, a_{\omega}, \nu$ – статистические коэффициенты, зависящие от выбранного материала и технологического процесса.

Нетрудно заметить, что согласно методике [1] главенствующую роль, в конечном итоге, также играют масса изделия и статистические экономические коэффициенты.

Несколько иной подход реализован в работе [3]. Цель здесь поставлена следующим образом: минимизировать стоимость разработки и эксплуатации РН.

Для оценки стоимости автор вводит специальную стоимостную единицу – человеко-год (чг), которая сохраняет постоянное значение независимо от инфляции и изменений в курсах валют. Эквивалент 1 чг для 1997 г. в американской аэрокосмической промышленности составлял 191600 дол., в европейской – 177650 у.е. Основным инструментом для оценки стоимости в работе [3] выступает параметрическая стоимостная модель TRANSCOST, использующая зависимость стоимости разработки изделия от его сухой массы (без учета массы двигателей). На рис. 1 изображен пример такой зависимости.

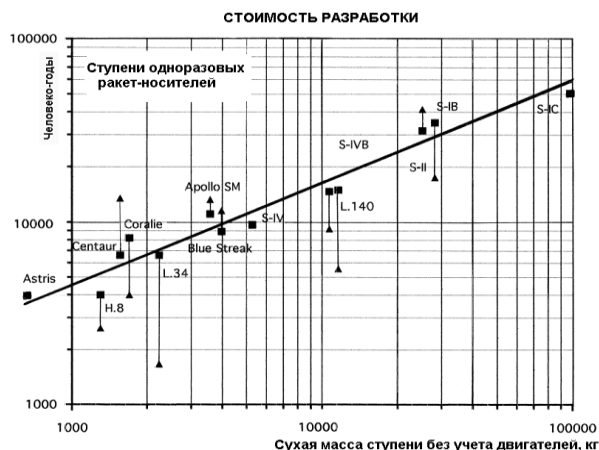


Рис. 1. Зависимость стоимости разработки изделия от его сухой массы без учета массы двигателей

С целью достижения минимальной стоимости разработки и эксплуатации РН в работе [3] оптимизируются следующие параметры изделия:

- 1) габариты;
- 2) сложность применяемых технологий, степень унификации и стандартизации;
- 3) мощность, количество и надежность двигателей.

Для анализа **габаритов** изделия используют эффект масштабирования, когда существующие образцы ступеней буквально "раздуваются", увеличивая при этом как массу выводимого полезного груза, так и относительный вес конструкции. Однако в работе [3] показано (рис. 2), что степень возрастания (чувствительность) сухой массы и массы выводимого груза при увеличении габаритов различна в пользу энергетики.

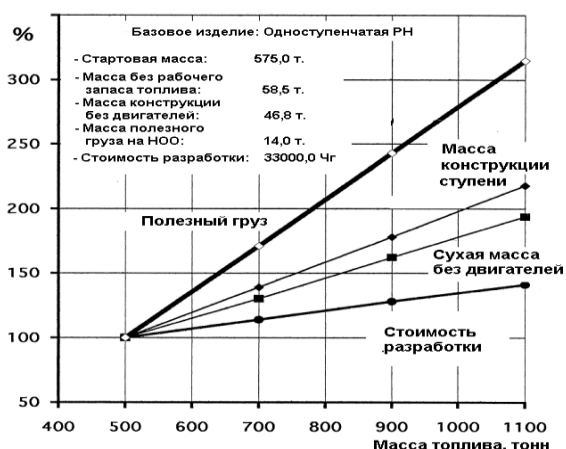


Рис. 2. Возрастание сухой массы и массы выводимого груза при увеличении габаритов (массы топлива)

В результате, основываясь на анализе чувствительности, автор делает заключение, что для *одноступенчатых* РН посредством наращивания габаритов изделий увеличение стартовой массы на 10% позволяет увеличить массу выводимого полезного груза на 18% при увеличении стоимости разработки всего лишь на 3,5%. Эта закономерность справедлива для изделий, созданных на одной технологической базе.

В части **технологичности и унификации** автор обосновывает целесообразность применения масштабированных одноступенчатых РН. На основании модели TRANSCOST было показано, что для доставки на МКС груза массой 7 т разработка двухступенчатой РН (ДСРН) на 30% дороже, чем одноступенчатой (более того, выведение 14 т на низкую эллиптическую орбиту обойдется дешевле на 42%).

Стоимость одного полета ДСРН выше на 9% для миссий на МКС, и на 19% – для запусков на низкую эллиптическую орбиту. Эти стоимостные данные справедливы для одноступенчатой РН (ОСРН) стартовой массой 460 т, в то время, как ДСРН для полетов на МКС должна иметь стартовую массу всего 241 т (и 315 т для низкой эллиптической орбиты).

Примерно к таким же результатам пришли в Европейском космическом агентстве (ESA) после независимых исследований более крупных крылатых ОСРН и ДСРН, используя стоимостную модель Price-N. Показано, что стоимость разработки ДСРН оценена на 29% большей, чем стоимость разработки ОСРН, даже притом, что стартовая масса ДСРН на 43% меньше [3]. Показано также, что стоимость эксплуатации ДСРН оценивается на 20% большей, чем для ОСРН.

Таким образом, можно сделать заключение о том, что ДСРН имеет на ~30% большую стоимость разработки и на ~20% большую стоимость эксплуатации, чем сопоставимая с ней ОСРН. Кроме того, ОСРН ожидается более надежной из-за отсутствия систем разделения ступеней и возврата первой ступени в случае МЛА.

Тип и количество ракетных двигателей (РД), а также требования к ним, по мнению автора работы [3], оказывают наибольшее влияние на суммарную стоимость проекта.

Решением вопроса о наименьшей стоимости разработки РД является использование уже существующих образцов. Другой важнейший критерий для стоимости разработки – количество квалификационных запусков двигателя (*прожигов*), необходимых для подтверждения заданного уровня надежности. Так, разница между уровнем надежности 98,5 и 99,5% может заключаться в более чем 400 испытаниях РД и на 50% большей стоимости разработки. Тем не менее, как известно, эксплуатация РД ниже максимального уровня тяги значительно улучшает эксплуатационную надежность. Разумно и эффективно по стоимости пересмотреть конструкцию РД и эксплуатировать его в дальнейшем на 90-95% максимальной тяги. Это может уменьшить количество квалификационных испытаний и, следовательно, стоимость разработки. Отрицательная сторона заключается в увеличении массы РД на 5-10%, но экономия средств при этом значительна.

Согласно методике [3] представляется возможным добиться наименьшей стоимости изделия благодаря оптимизации его архитектуры. По словам автора методики [3], в качестве исходных данных при этом достаточно иметь стоимость двигательной установки и параметрическую модель TRANSCOST, использующую тем не менее *данные статистики*.

Приведенные методики различаются прежде всего по характеру поставленной задачи. Методика [2] ориентирована на заданную программу полетов (например, вывод серии спутников на заданную орбиту). Методика [1] существенно привязана к конкретно поставленной целевой задаче (поражение цели с заданной вероятностью). Методика [3] направлена на конкретное изделие (выбор наиболее экономически эффективной архитектуры изделия). Разнятся приведенные методики и по этапам создания ЛА, на которых они применимы. Методики [1] и [2] подразумевают свое применение на этапе эскизного проектирования (когда имеются массовые сводки в первом приближении). Методика [3] предполагает экспресс-оценку и снижение стоимости на этапе разработки аванпроекта (массовые характеристики находятся в заданной зависимости от потребной массы топлива, а характер этой зависимости выбирается с использованием модели TRANSCOST).

Несмотря на свои различия, приведенные методики так или иначе опираются на статистику стоимости. Эта статистика, в свою очередь, сформирована на основе данных по созданию существующих образцов техники (к примеру, на рис. 1 отображена статистика по ступеням РН "Сатурн-5"). Однако в основе всех проанализированных, а также других традиционных методик проектирования лежит критерий максимизации энергетических характеристик ЛА. Любая статистика по существующим РКК (тем более для лунной программы) сформирована на основе

данных о крайне дорогостоящих изделиях. С другой стороны, при выборе экономичной архитектуры РН, проектант оперирует различными конфигурациями ее систем. Сами эти системы проектируют с использованием традиционных методик, в основе которых, очевидно, лежит энергетический критерий.

Заключение

В связи с актуальностью проблемы снижения стоимости ЛА, с одной стороны, и отсутствием должного теоретического и практического задела по решению указанной проблемы – с другой, авторы данной статьи считают, что назрела острая необходимость в разработке и применении нового, нетрадиционного подхода к проектированию ЛА. В основе этого подхода должна лежать замена главенствующего энергетического критерия на многокритериальное проектирование, подчиненное минимизации стоимости. *Имеющийся опыт создания РН позволяет отказаться от максимизации энергетических характеристик в пользу экономичности*. Стоимость при экономически эффективном проектировании должна рассматриваться как неотъемлемое свойство изделия. В процессе принятия технических решений проектант должен осознанно оперировать свойством стоимости. При этом целесообразно подчинить экономической эффективности не только верхний уровень архитектуры РН, но и ее составляющие, вплоть до отдельных агрегатов. При этом важнейшую роль играет системное отображение стоимостной и физической структур изделия.

В качестве инженерного инструмента для экономически эффективного проектирования должна быть разработана особая модель РН, увязывающая в единую систему технические и экономические параметры изделия. Важным свойством модели должна быть ее применимость непосредственно в процессе принятия технических проектных решений.

Создание такой модели представляет собой самостоятельную системную научно-практическую задачу. Поэтапное решение указанной задачи выбрано авторами данной статьи в качестве последующей цели своих дальнейших исследований.

Список использованной литературы

1. Дракин И. И. Основы проектирования беспилотных летательных аппаратов с учетом экономической эффективности. – М.: Машиностроение, 1973. – 224 с.
2. Мишин В. П. Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы)/ В. П. Мишин, В. К. Безвербный, Б. М. Панкратов и др. – М.: Машиностроение, 1985. – 360 с.
3. Koelle Dietrich E. Cost engineering – the new paradigm for space launch vehicle design// Journal of Reducing space mission cost. – №1. – 1998. – 14 p.

Статья поступила 03.09.2013