

УДК 629.7

А. Н. Машенко¹, А. И. Федякин²

¹Державне конструкторське бюро «Південне», Дніпропетровськ

²Інститут технічної механіки Національної академії наук України і Національного космічного агентства України, Дніпропетровськ

Методологические аспекты проектирования ракеты-носителя по критерию экономической эффективности

Надійшла до редакції 10.02.04

Запропоновано моделі для визначення техніко-економічних характеристик систем комерційних ракет-носіїв за критерієм чистого доходу. Як параметр, що зв'язує дохід та собівартість з технічними характеристиками, використовується надійність. Розглянуто можливість обґрунтування ціни запуску з урахуванням конкурентоздатності, яка оцінюється з урахуванням системи пріоритетів суб'єкта, що приймає рішення.

Создание высокоэффективных коммерческих ракет-носителей (РН) нового поколения — одна из важнейших задач, стоящих перед ракетно-космической отраслью Украины. Ее решение возможно только при использовании всего комплекса методических, технических, информационных средств, организационных мероприятий и целенаправленного финансирования.

Методическим вопросам исследования эффективности РН с учетом экономических факторов посвящено большое число работ [1, 3, 4, 8, 10, 13, 15]. Однако в них не рассматривались такие важные аспекты, как прибыль, конкурентоспособность, их оценка и связь с технико-экономическими показателями систем РН (массой, ценой, надежностью, себестоимостью и др.). В нашей работе [9] предложен подход к проектированию РН по критерию чистого дисконтированного дохода. Здесь в развитие идей работы [9] рассматриваются основные методологические аспекты определения технико-экономических характеристик РН. В качестве критерия эффективности используется чистый доход

$$D = (u - c)Q, \quad (1)$$

где u , c — цена и себестоимость пуска, Q — объем продаж РН, который без потери общности предполагается равным количеству изготовленных РН.

В соответствии с [9] на первом этапе проводится обоснование массы полезной нагрузки m_n : для всех рассматриваемых альтернативных вариантов РН, отличающихся массой полезной нагрузки m_n , компоновочной схемой, видом топлива, комплектующими и т. д., на основании прогноза рынка запусков определяется величина дохода (1) на предполагаемый период эксплуатации и выбирается вариант, для которого чистый доход максимален. Для определения исходных данных, необходимых на этой итерации внешнего проектирования, целесообразно использовать следующую информацию.

Значение цены пуска может быть найдено по статистической зависимости, найденной, например, по данным 13 РН среднего класса различных государств мира:

$$u = -148.7 + 38.2 \ln(m_n) + 217.2p, \quad (2)$$

где m_n — масса полезной нагрузки, выводимой на переходную орбиту, p — значение полетной надежности РН, в качестве которого принято среднее между нижней и верхней доверительными границами p_1 и p_2 , которые определяются из уравнений Клоппера — Пирсона [11].

Квадрат множественного коэффициента корреляции, характеризующий вклад факторов m_n и p в

общий разброс цены пуска, соответствующий выражению (2), оказался равным 0.87.

Значение себестоимости РН определяется укрупненно [13, 14] на основании статистических зависимостей предприятия-разработчика.

Объем продаж Q зависит от суммарной потребности рассматриваемого класса РН, их конкурентоспособности, производственных мощностей изготовителей, а также политических, экономических и других факторов. Объем продаж коммерческой РН определяется ее коэффициентом конкурентоспособности ξ_0 , суммарной потребностью системы Q_Σ , зависящей от прогнозируемого числа пусков космических аппаратов (КА) определенной массы, числом N_k пригодных для выполнения этой задачи РН-конкурентов и их конкурентоспособностью ξ_i ($i = 0, 1, \dots, N_k$) [9]:

$$Q = Q_\Sigma \frac{\xi_0}{\xi_0 + \sum_{i=1}^{N_k} \xi_i} \quad (3)$$

Количественная оценка конкурентоспособности, зависящей от многих факторов (технических, экономических, нормативных, экологических и др.) — один из ключевых моментов процесса проектирования. Оценка коэффициента конкурентоспособности должна основываться на формализованной процедуре с учетом системы предпочтений лица, принимающего решение, а не на существующих методиках, основанных на использовании интуитивных предположений о «весах» локальных критериев (например [5]), либо на умалчивании о их одинаковой значимости [17]. Применим подход построения интегральных критериев, разработанный в многокритериальной теории полезности [7, 12], для оценки коэффициента конкурентоспособности ракеты-носителя с учетом трех показателей: массы полезной нагрузки m_n , надежности p (вероятности безотказной работы при подготовке к пуску и полете); цены пуска u . Для установления формы интегрального критерия необходимо проверить условие независимости по предпочтению [12].

Пусть для фиксированного значения $u = 40$ млн \$ лицо, принимающее решение (ЛПР), сформировало два эквивалентных вектора: $\eta' = (4.7 \text{ т}, 0.95, 40 \text{ млн } \$)$ и $\eta'' = (6.1 \text{ т}, 0.87, 40 \text{ млн } \$)$. Заменим в η' и η'' $u = 40$ млн \$ на 35 млн \$. Как и ранее, ЛПР считает новые векторы $\eta' = (4.7 \text{ т}, 0.95, 35 \text{ млн } \$)$ и $\eta'' = (6.1 \text{ т}, 0.87, 35 \text{ млн } \$)$ эквивалентными: $\eta' \sim \eta''$. Пусть его мнение не изменилось также и при подстановке в η' и η'' значений $u = 30, 25$ и 20 млн \$. Это говорит о том, что критериаль-

ные величины m_n и p не зависят по предпочтению от величины u [12]. Аналогично устанавливается независимость по предпочтению пары (m_n, u) от критерия p .

В этом случае интегральный критериальный показатель конкурентоспособности $\xi(m_n, p, u)$ может быть представлен в аддитивной форме

$$\xi(m_n, p, u) = \omega_1(m_n) + \omega_2(p) + \omega_3(u), \quad (4)$$

где ω_i — функции, определяемые на основании опроса ЛПР.

Для построения критерия (4) воспользуемся алгоритмом согласованного шкалирования [12].

1. Пусть области возможных значений показателей m_n, p, u равны $M = \{3.5 \text{ т}, 6.5 \text{ т}\}$, $p = \{0.8, 0.99\}$, $u = \{23 \text{ млн } \$, 40 \text{ млн } \$\}$. Так как m_n и p удовлетворяют принципу «чем больше, тем лучше», а u — принципу «чем меньше, тем лучше», то начальными точками функций ω_i^0 будут: $m_n^0 = 3.5 \text{ т}$, $p_0 = 0.8$, $u_0 = 40 \text{ млн } \$$ и $\omega_1^0(3.5) = \omega_2^0(0.8) = \omega_3^0(40) = 0$ (см. рис. 1—3).

2. Для базового критериального показателя m_n зададим значение $m_n^1 = 4.8 \text{ т}$ и положим $\omega_1^1(4.8) = 1$. Отметим эту точку на рис. 1.

3. По мнению ЛПР выполняются условия $(4.8 \text{ т}, 0.8, 40 \text{ млн } \$) \sim (3.5 \text{ т}, 0.88, 40 \text{ млн } \$)$; $(4.8 \text{ т}, 0.8, 40 \text{ млн } \$) \sim (3.5 \text{ т}, 0.8, 35 \text{ млн } \$)$, из которых имеем $p_1 = 0.88$ и $u_1 = 35 \text{ млн } \$$, т. е. $\omega_2^1(0.88) = \omega_3^1(35) = 1$. Отмечаем эти точки на рис. 2 и 3.

4. По мнению ЛПР выполняется условие $(4.8 \text{ т}, 0.88, 40 \text{ млн } \$) \sim (5.3 \text{ т}, 0.8, 40 \text{ млн } \$)$, откуда имеем $m_{n2} = 5.3 \text{ т}$, $\omega_1^2(5.3) = 2$ (третья точка на рис. 1).

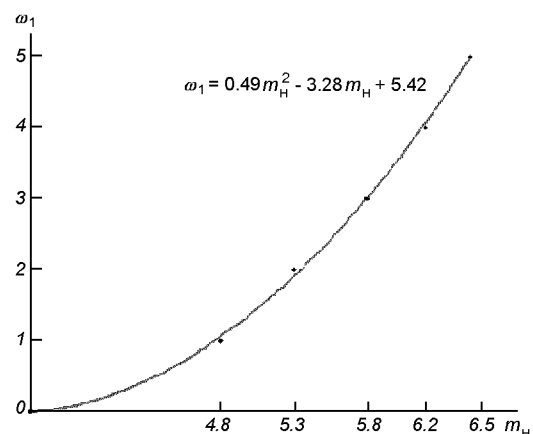
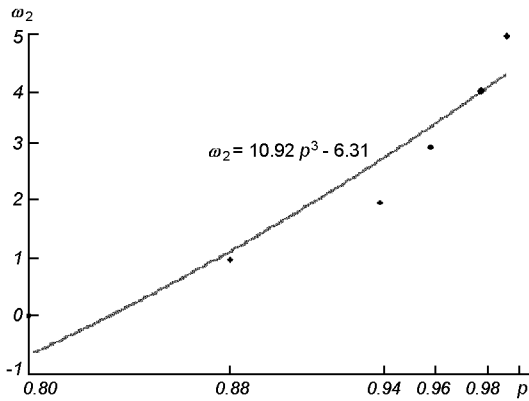
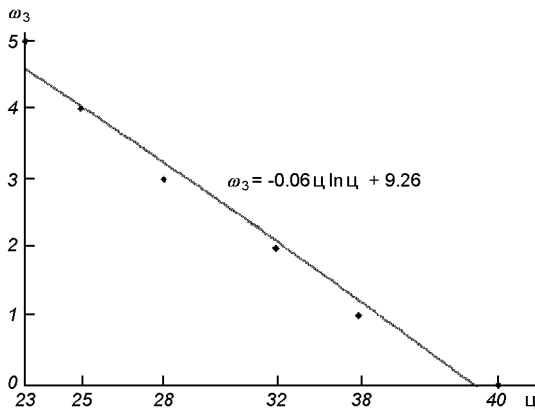


Рис. 1. Построение функции $\omega_1(m)$

Рис. 2. Построение функции $\omega_2(p)$ Рис. 3. Построение функции $\omega_3(\text{ц})$

5. По мнению ЛПР выполняются условия (5.3 т, 0.8, 40 млн \$) ~ (3.5 т, 0.94, 40 млн \$); (5.3 т, 0.8, 40 млн \$) ~ (3.5 т, 0.8, 32 млн \$), откуда следует $p_2 = 0.94$, $u_2 = 32$ млн \$ и $\omega_2^2(0.94) = \omega_3^2(32) = 2$. Наносим эти точки на рис. 2 и 3.

6. По мнению ЛПР выполняются условия (5.3 т, 0.88, 40 млн \$) ~ (5.8 т, 0.8, 40 млн \$); (5.8 т, 0.8, 40 млн \$) ~ (3.5 т, 0.96, 40 млн \$); (5.8 т, 0.8, 40 млн \$) ~ (3.5 т, 0.8, 28 млн \$). Следовательно, на рис. 1—3 наносим точки $m_{н3} = 5.8$ т, $\omega_1^3(5.8) = 3$; $p_3 = 0.96$, $\omega_2^3(0.96) = 3$; $u_3 = 28$ млн \$, $\omega_3^3(28) = 3$.

7. Последующие точки будем находить по исходному вектору $(m_{н3}, p_1, u_0) = (5.8, 0.88, 40)$. С учетом мнения ЛПР подбираем для него три эквивалентных вектора $(m_{н4}, p_0, u_0)$, (m_0, p_4, u_0) и (m_0, p_0, u_4) с компонентами $m_{н4} = 6.2$, $p_4 = 0.98$, $u_4 = 25$ млн \$, и следовательно, $\omega_1^4(6.2) = \omega_2^4(0.98) =$

$= \omega_3^4(25) = 4$. Аналогично находятся точки $m_{н5} = 6.5$, $p_5 = 0.99$, $u_5 = 23$ и $\omega_1^5(6.5) = \omega_2^5(0.99) = \omega_3^5(23) = 5$.

По полученным точкам строятся аналитические зависимости, которые в рассматриваемом случае имеют вид

$$\begin{aligned}\omega_1 &= 0.49m_{н}^2 - 3.28m_{н} + 5.42, \\ \omega_2 &= 10.92p^3 - 6.31, \\ \omega_3 &= -0.06u \ln u + 9.26.\end{aligned}\quad (5)$$

Отметим, что для расчета коэффициентов конкурентоспособности разрабатываемых альтернативных вариантов РН показатели надежности на данной итерации проектирования определяются по данным об аналогах.

После выбора варианта облика РН, для которого прогнозируемое значение чистого дохода (1), рассчитанное с учетом (2), (4), (5), оказывается максимальным, проводится традиционное проектирование РН с учетом определенной на предыдущем этапе величины полезной нагрузки. При этом могут использоваться два показателя — стартовая масса и себестоимость. В последнем случае используются статистические зависимости себестоимости от основных проектных параметров [4, 13].

Цель следующего этапа — оптимизация полученных после традиционного проектирования параметров системы РН по критерию чистого дохода (1).

Отмечая значительную громоздкость «прямого» решения данной задачи, проведем ее декомпозицию.

Учтем, что параметром, связывающим доход и себестоимость с технико-экономическими характеристиками РН, является надежность (как функция кратности и вида резервирования, геометрических размеров несущих конструкций, режимов работы, стоимости обработки и др.). Поэтому после установления таких функций представляется целесообразным найти оптимальные нормы надежности, а затем — соответствующие им технико-экономические показатели систем РН.

Целевой функцией при этом является чистый доход (1), а ограничениями — масса полезной нагрузки и параметры орбиты. С учетом полученных результатов традиционного проектирования эти два ограничения могут быть заменены одним — требуемой конечной скоростью V , приближенно определяемой по формуле Циолковского

$$V = -\sum_{s=1}^n w_s \ln \frac{m_s^k}{m_s^0}, \quad (6)$$

где n — количество ступеней РН, w_s — удельный

импульс тяги ступени s , m_s^k и m_s^0 — конечная и начальная масса ступени s . Одними из основных исходных данных для решения этой задачи являются соотношения «масса — надежность» и «себестоимость — надежность». Методики оценки надежности, которые могут использоваться для определения этих соотношений с точностью, необходимой при инженерном проектировании, даны в работе [6]. Методики основаны на применении большого объема информации, полученного в результате традиционного проектирования и применении принципа гарантированного результата [2, 6]. Как показывают численные расчеты [6], зависимости «масса m_j — надежность p_j » и «себестоимость c_j — надежность p_j » систем РН (включая топливо) могут быть аппроксимированы выражениями вида

$$\begin{aligned} m_j &= a_j + b_j \ln(1 - p_j), \\ c_j &= \alpha_j + \beta_j \ln(1 - p_j), \end{aligned} \quad (7)$$

где $a_j, b_j, \alpha_j, \beta_j$ — коэффициенты, определяемые методом наименьших квадратов по результатам расчетов масс систем и соответствующих им показателей надежности и себестоимости.

С учетом (1)–(7) математическая модель рассматриваемой задачи имеет вид

$$\begin{aligned} & \left[u_3 + u_2 p - \sum_{j=1}^{n_c} \beta_j \ln(1 - p_j) \right] \times \\ & \times Q_\Sigma \frac{\Omega_0 + \Omega_1 p + \Omega_2 p^2}{\Omega_0 + \Omega_1 p + \Omega_2 p^2 + \sum_{i=1}^{n_k} \xi_i} \rightarrow \max_{p_j} \end{aligned} \quad (8)$$

при условии

$$V = - \sum_{s=1}^{n_s} w_s \ln \frac{a_\Sigma^{sk} + \sum_{j=1}^{n_{sk}} [b_j \ln(1 - p_j)] + m_{нс}}{a_\Sigma^{s0} + \sum_{j=1}^{n_{c0}} [b_j \ln(1 - p_j)] + m_{нс}}, \quad (9)$$

где p_j — значение показателей надежности системы РН, n_{sk}, n_{s0} — количество систем (без систем полезной нагрузки s -й ступени), соответствующие конечной и начальной массам ступени s , $n_c = n_{s0} n$ — количество систем РН, $m_{нс}$ — масса полезной

нагрузки s -й ступени, $p = \prod_{i=1}^{n_c} p_i, u_i$ ($i = 0, 1, 2$) и ω_{ij} ($i = 1, 2, 3, j = 0, 1, 2$) — численные коэффициенты в выражениях (2) и (5) при переменных m_n, p и u соответственно,

$$\begin{aligned} \Omega_0 &= \omega_{10} + \omega_{11} m_n + \omega_{12} m_n^2 + \omega_{20} + \omega_{30} + \\ &+ \omega_{31} (u_0 + u_1 \ln m_n) + \omega_{32} (u_0 + u_1 \ln m_n)^2, \\ \Omega_1 &= [\omega_{31} u_2 + 2\omega_{32} (u_0 + u_1 \ln m_n) \cdot u_2] + \omega_{21}, \\ \Omega_2 &= \omega_{32} u_2 + \omega_{22}, \\ a_\Sigma^{sk} &= \sum_{j=1}^{n_{sk}} a_j, \quad a_\Sigma^{s0} = \sum_{j=1}^{n_{s0}} a_j. \end{aligned}$$

Использование метода неопределенных множителей Лагранжа для отыскания максимума (8) при условии (9) приводит к необходимости решения громоздкой системы $n_c + 1$ трансцендентных уравнений. Более целесообразным является применение следующего приближенного алгоритма.

1. С учетом зависимостей (7) по выражению [6]

$$p_j = \frac{p_{ji} \sum_{i=1}^{n_c} \beta_i}{p_{ji} \left(\sum_{i=1}^{n_c} \beta_i - \beta_j \right) + \beta_j} \quad (10)$$

для 5–10 значений текущего интегрального показателя надежности РН p_{ji} определяются показатели надежности систем p_j , которые доставляют минимум суммарной себестоимости $c_i(p_{ji})$:

$$c_i(p_{ji}) = \sum_{j=1}^{n_c} [\alpha_j + \beta_j \ln(1 - p_{ji})] \rightarrow \min_{p_{ji}} \quad (11)$$

при условии

$$p_{ji} = \prod_{j=1}^{n_c} p_{ji}, \quad p_{ji} > 0$$

находим зависимость «себестоимость — надежность» РН в виде

$$c(p_i) = A + B \ln(1 - p_i). \quad (12)$$

Здесь A, B — коэффициенты, найденные методом наименьших квадратов по некоторому количеству расчетных значений пар (c_i, p_{ji}) .

2. Для каждого набора p_{ji} , соответствующих p_{ti} , с использованием зависимостей (7) определяются интегральные показатели для ступеней РН:

$$\begin{aligned} m_{si}^0 &= \sum_{j=1}^{n_{s0}} m_{ji}(p_{ji}), & p_{si}^0 &= \prod_{j=1}^{n_{s0}} p_{ji}, \\ m_{si}^k &= \sum_{j=1}^{n_{sk}} m_{ji}(p_{ji}), & p_{si}^k &= \prod_{j=1}^{n_{sk}} p_{ji}, \end{aligned}$$

по которым находятся зависимости

$$\begin{aligned} m_s^k &= a_{sk} + b_{sk} \ln(1 - p_{sk}), \\ m_s^0 &= a_{s0} + b_{s0} \ln(1 - p_{s0}), \end{aligned} \quad (13)$$

где a_{sk} , b_{sk} , a_{s0} , b_{s0} — коэффициенты, определяемые методом наименьших квадратов.

3. Подставляем полученные выражения (13) в ограничения по конечной скорости каждой ступени, получаем уравнения для нахождения оптимальных значений показателей надежности каждой ступени p_s^* и всей РН $p_v^* = \prod_{s=1}^{n_s} p_s^*$. Заметим, что в случае, когда в составе систем ступеней учитываются массы окислителя и горючего со своими вероятностями p^o и p^r , то для определения p_v^* необходимо провести несколько итераций для нахождения оптимальных p^{o*} и p^{r*} .

Таким образом определяются значения надежности РН p_v^* (и надежности системы p_j^*), доставляющее минимум себестоимости (12) учетом ограничения по конечной скорости (9).

4. Для определения значения надежности РН, доставляющего безусловный максимум чистому доходу (1), необходимо подставить в (8) зависимость (12). При этом получаем уравнение чистого дохода с одним неизвестным p , значение p , доставляющее экстремум (8), обозначим через p_D^* .

5. При $p_D^* > p_v^*$ за оптимальное решение принимается значение p_v^* . При этом выполняется ограничение по конечной скорости и имеется возможность повышения расчетного значения чистого дохода за счет снижения надежности и масс систем РН с одновременным увеличением массы полезной нагрузки. В противном случае может оказаться целесообразным снижение массы полезной нагрузки и увеличение масс и надежности системы.

Таким образом, определив оптимальное значение показателя надежности РН, по выражению (10) определяются показатели надежности соответствующих систем, а по выражениям (7) — их массы и другие параметры.

Отметим, что использование в качестве критерия оптимальности среднего значения при принятии решений не многократного, а единичного характера, может приводить к недостаточно точным результатам [16].

Поэтому с учетом случайного характера факторов, определяющих доход и затраты в условиях рыночной экономики, а также уникальности [7] проблемы обоснования разработки РН, в качестве

критерия оптимальности может быть принят квантиль чистого дохода D_γ , который определяется из выражения

$$\gamma = \int_{D_\gamma}^{D_0} f(D) dD = \int \int \int_{(u-c)Q \geq D_\gamma} f(u, c, Q) du dc dQ, \quad (14)$$

где D_0 — максимально возможное значение дохода, соответствующее наиболее благоприятному сочетанию факторов, $f(D)$, $f(u, c, Q)$ — плотности распределений, γ — требуемая вероятность получения величины дохода не менее D_γ .

Методы обоснования законов распределения и вычисления интегралов типа (14) рассмотрены в работе [6]. Алгоритм решения задачи в такой постановке основывается на применении метода неопределенных множителей Лагранжа и численном дифференцировании.

В заключение заметим, что предложенный подход позволяет также определить рациональную величину цены пуска u^* , которая доставляет максимум величины дохода с учетом конкурентоспособности и системы предпочтений ЛПР. Уравнение для определения u^* имеет вид

$$\left(u^* Q_\Sigma \frac{\xi_0(u^*, m, p)}{\xi_0(u^*, m, p) + \sum_{i=1}^{N_k} \xi_i} \right)' = 0.$$

Если полученные оптимальные значения надежности и цены приводят к изменению оптимального значения массы полезного груза, найденного на первом этапе, то проводятся последующие итерации рассмотренного процесса проектирования.

1. Волков Е. Б., Дворкин В. З. и др. Технические основы эффективности ракетных систем. — М.: Машиностроение, 1989.—256 с.
2. Гермейер Ю. Б. Введение в теорию исследования операций. — М.: Наука, 1975.—384 с.
3. Дракин И. И. Основы проектирования беспилотных летательных аппаратов с учетом экономической эффективности. — М.: Машиностроение, 1973.—224 с.
4. Келле Д. Е. Модели стоимости в ракетно-космической технике // Вопросы ракетной техники.—1972.—№ 12.—С. 3—63.
5. Кононенко И. Метод экспресс-анализа уровня конкурентоспособности продукции // Экономика Украины.—1998.—№ 2.—С. 80—83.
6. Конохов С. Н., Федякин А. И. Вероятностно-статистические методы проектирования систем космической техники. — Днепрпетровск: Ин-т техн. мех. НАН Украины и НКА Украины, 1997.—250 с.
7. Ларичев И. О. Петровский А. Б. Системы поддержки принятия решений для слабоструктурированных проблем: Требования и ограничения // Человеко-машинные проце-

- дуры принятия решений: Сб. тр. — М.: ВНИИСИ, 1988.— С. 4—13.
8. Матвеевский С. Ф. Основы системного проектирования комплексов летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1987.—240 с.
 9. Мащенко А. Н., Федякин А. И. Основные этапы проектирования ракет-носителей по экономическому критерию // Техническая механика.—2001.—№ 2.—С. 134—138.
 10. Мишин В. П. Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы). — М.: Машиностроение, 1985.—360 с.
 11. Мюллер П., Нойман П., Шторм Р. Таблицы по математической статистике. — М.: Финансы и статистика, 1982.— 278 с.
 12. Николаев В. И., Брук В. М. Системотехника: методы и приложения. — Л.: Машиностроение, Ленингр. отд-ние, 1985.—199 с.
 13. Раш Б. С., Брэкен Д., Макормик Г. П. Оптимизация проектных параметров ракет-носителей по критерию минимальной стоимости // Вопросы ракетной техники.—1968.—№ 2.—С. 16—29.
 14. Саркисян С. А., Минаев Э. С. Экономическая оценка летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1972.— 180 с.
 15. Синюков А. М., Волков Л. И., Львов А. И., Шишкевич А. М. Баллистическая ракета на твердом топливе. — М.: Воениздат, 1972.—512 с.
 16. Таха Х. Введение в исследование операций. — М.: Мир, 1985.—496 с.
 17. Фасхийев Х. Оценка конкурентоспособности новой техники // Маркетинг.—1998.—№ 6.—С. 25—35.
-
- METHODOLOGICAL ASPECTS FOR DESIGNING A LAUNCH VEHICLE THROUGH THE EFFICIENCY CRITERION**
- A. N. Maschenko, A. I. Fediakin**
- Models for the determination of the technical and economical characteristics of systems of commercial launch vehicles through the net income criterion are proposed. Reliability is used as a parameter relating the income and cost with technical characteristics. The possibility to validate the launch cost with allowance made for competitiveness is examined. It is assessed taking into account priorities of a decision-making person.