

Вопросы выбора перспективных ракет-носителей

Issues of selecting advanced launch vehicles

doi 10.26310/2071-3010.2020.257.3.004



Д. М. Охочинский,
инженер-механик, зам. директора музея истории БГТУ, действительный член Федерации космонавтики России
✉ dno103@yandex.ru

D. M. Ohochinsky,
mechanical engineer, associate director of Museum of the history of the university, BSTU, member of the Russian Federation of cosmonautics



М. Н. Охочинский,
ученый секретарь, доцент, кафедра «Ракетостроение», член-корреспондент Российской академии космонавтики им. К. Э. Циолковского (РАКЦ), лауреат премии Правительства Санкт-Петербурга в области образования
✉ mno1955@yandex.ru

M. N. Ohochinsky,
associate professor, rocketry department, academic secretary, member-correspondent of the Russian academy of cosmonautics n. a. K. E. Tsiolkovsky (RACTs), laureate of the St.-Petersburg government education prize

Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова, Санкт-Петербург

Baltic state technical university «VOENMEH» named after D. F. Ustinov

Представлен подход к оценке возможности использования баллистических ракет, снимаемых с боевого дежурства, для выведения полезных нагрузок народнохозяйственного назначения на орбиту искусственного спутника Земли.

An approach to assess the possibility of using of removed from combat duty ballistic missiles to launch national economic purpose payloads into the orbit of an artificial earth satellite is presented.

Ключевые слова: ракета баллистическая, ракета-носитель, модернизация, метод анализа иерархий, частный и комплексный критерий, сравнительная оценка.

Keywords: ballistic missile, launch vehicle, modernization, hierarchy analysis method, private and complex criteria, comparative evaluation.

Постановка задачи

Выбор ракеты-носителя (РН) для выведения полезной нагрузки (ПН) на низкую опорную орбиту (НОО, диапазон высот от 160 км до 2000 км) представляет собой задачу, решение которой предусматривает два аспекта.

Во-первых, это «разовый» выбор, когда в космос необходимо доставить один или достаточно ограниченное число объектов, и такой выбор обычно стоит перед разработчиком ПН, иначе говоря, потребителем услуги выведения, заказчиком.

Во-вторых, это выбор семейства РН, способного решать определенный класс задач, характеризующийся диапазонами необходимых орбит и потребных нагрузок, а также потенциальным числом пусков в течение всего жизненного цикла РН. Такой выбор — прерогатива разработчика средств выведения, выбор, определяющий, по сути, направление дальнейшего развития.

Исторически сложилось так, что практически все РН, обеспечившие вывод первых космических объектов на орбиту искусственного спутника Земли (ИСЗ) в 1950-е гг., были созданы на базе штатных баллистических ракет (БР), изначально предназначенных для доставки боевых частей на большие расстояния [1-4]. Несмотря на то, что со временем разработка РН выделилась в отдельное направление конструкторской деятельности, идеи использования БР, снимаемых с боевого дежурства, для запуска космических объектов с повестки дня не снималась, и разработчики нередко возвращаются к ней и в наши дни [5, 6].

Поэтому оценка возможности использования БР, снимаемой с боевого дежурства, для выведения ПН на

околоспутную орбиту, в том числе, и в народнохозяйственных целях, в практике использования космического пространства представляет собой весьма важную и актуальную задачу.

С одной стороны, разработчики средств выведения в таких случаях могут ограничиться операциями по модернизации уже существующих ракетных систем, тем самым снизив собственные затраты. С другой стороны, заказчики пусковых услуг также заинтересованы выбрать вариант, устраивающий их по определенным, в том числе и экономическим, признакам. И в том, и в другом случае речь идет о решении многокритериальной задачи, и это требует применения адекватных методов ее решения.

Рассмотрим вариант алгоритма оценки вариантов РН на базе модернизируемых БР, основанный на выявленных нами особенностях модернизации боевых ракет для их применения в качестве РН, методе взвешенной суммы и методе анализа иерархий.

Предварительные замечания

Рассмотрим подробно, какие варианты модернизации БР для их использования в качестве РН могут быть использованы. Знание этих «приемов модернизации» позволит нам в дальнейшем подойти к разработке набора частных критериев для оценки вариантов предлагаемых РН.

Как известно, для запуска первого в мире ИСЗ в Советском Союзе была использована РН «Спутник», представлявшая собой модифицированную межконтинентальную баллистическую ракету (МБР) Р-7, в конструкцию которой были внесены самые минимальные изменения, а именно:

- головную часть БР, в боевом варианте оснащенную ядерным зарядным устройством, заменили космической головной частью (КГЧ), в данном случае это был сферический спутник, закрытый коническим обтекателем;
- система отделения ПН была адаптирована к данной КГЧ;
- система управления получила новые настройки, которые позволили управлять движением ракеты таким образом, что осуществлялся вывод ПН на околоземную орбиту с заданными параметрами, причем речь идет именно о новых настройках, а не о принципиальных изменениях приборного и агрегатного состава системы или ее конфигурации.

Другой достаточно наглядный пример — РН «Космос», ракета, созданная на базе одноступенчатой БР Р-12. Здесь в конструкцию боевого прототипа были внесены более существенные изменения:

- разработана вторая ступень;
- разработан переходной межступенной отсек ферменной конструкции;
- разработан головной обтекатель КГЧ;
- разработана система разделения ступеней;
- произведены изменения в настройках системы управления полетом.

Вариант РН «Космос-3М», следующей по времени создания и спроектированной на базе одноступенчатой БР Р-14, существенно превосходил по возможностям первый вариант РН «Космос» на базе Р-12. Изменения в конструкции прототипа были еще более существенными, чем в случае с Р-12:

- спроектирована новая вторая ступень;
- изменена конструкция верхнего бака (бак окислителя) первой ступени прототипа;
- разработан новый переходной межступенной отсек;
- разработан новый головной обтекатель КГЧ;
- разработана система разделения ступеней и ряд других дополнительных систем, с учетом типов космических аппаратов, которые носитель должен был выводить на орбиту;
- произведены изменения в настройках системы управления полетом.

Как показывает анализ этих и других проектов космических систем, созданных на базе штатных БР (в том числе и иностранных, в частности, разработанных в США):

1. Модернизация штатных БР в РН широко используется на протяжении всей истории космических полетов, в особенности это имело место в первые годы освоения космического пространства.
2. Существуют РН, переоборудованные из БР практически без серьезных изменений их конструкции (например, переоборудование БР Р-7 в носитель «Спутник»).
3. Наиболее часто при модернизации БР конструкторы применяют:
 - дополнительные ступени, размещенные по параллельной схеме и включаемых одновременно с основными двигателями первой ступени баллистической

ракеты (например, для американских БР «Титан-2», переоборудованных в РН «Титан-3С»);

- дополнительную ступень, установленную на модернизируемую БР по последовательной схеме. Запуск двигателей этой ступени происходит после отработки двигателей всех ступеней БР (применено для отечественных ракет Р12 и Р14, переоборудованных в РН, или американской БР «Редстоун», переоборудованной в носитель «Юпитер-С»).
4. Обязательным при переоборудовании является изменение настроек системы управления БР, обычно не касающееся конструкции и приборного состава, а осуществляющееся на логико-алгоритмическом уровне.

Таким образом, любая штатная БР всегда будет проходить модернизацию по одной из следующих схем [7]:

- обязательная (минимальная) доработка: изменение настроек системы управления, разработка и монтаж системы крепления и отделения ПН на ракетную часть;
- доработка первого уровня: включает указанную минимальную доработку, а также частичные изменения в конструкции отдельных отсеков, связанные с изменением характера нагружения на траектории или новой схемой центровки БР из-за появления «нештатной» ПН;
- доработка второго уровня: включает доработку первого уровня, а также использование разгонной ступени из числа ранее разработанных конструкций;
- доработка третьего уровня: включает доработку первого уровня, а также разработку специальной разгонной ступени под решаемые задачи;
- максимальная доработка: включает доработку второго уровня с одновременной разработкой нового стартового устройства (по сути, тут вызывает вопрос сама целесообразность использования штатной БР в качестве РН).

В дальнейшем, когда речь будет идти о вариантах модернизации БР, целесообразно применять эту предложенную нами классификацию.

Алгоритм оценки вариантов РН на базе модернизируемых БР

В работах [7, 8] авторами были предложены первые варианты алгоритма сравнительной оценки РН, построенных на базе штатных БР; здесь мы рассматриваем его модифицированный вариант. Алгоритм включает семь шагов, выполняемых на разных этапах разработки различными категориями лиц, принимающих решение (ЛПР).

Первый шаг — анализ выбранной БР с точки зрения возможности выведения ею полезной нагрузки на орбиту ИСЗ. Исходя из энергетических возможностей, выявляются диапазоны ПН и высоты орбит, на которые эти нагрузки могут быть выведены; оценивается тот уровень модернизации, которой должна быть подвергнута БР.

Ясно, что если выбранная БР не может использоваться в качестве РН даже при максимальной доработке по приведенной выше классификации, то она снимается с рассмотрения и больше в анализе не используется.

Второй шаг — выработка показателей (критериев), по которым выполнимый вариант модернизации БР-РН будет сравниваться с альтернативными ему вариантами РН (не обязательно построенным на базе БР).

Важно помнить, что, в зависимости от того, кем является ЛПР, набор показателей (критериев) будет различным. В качестве ЛПР может выступать как разработчик ракеты, так и заказчик — потребитель услуги по выведению ПН на орбиту.

А) ЛПР — разработчик ракеты.

Для разработчика ракеты важно создать изделие, которое не только будет способно выполнить конкретно поставленную задачу, но и не нанесет ему финансового ущерба. Иными словами, набор критериев в данном случае должен отражать целесообразность реализации проекта модернизации БР именно для разработчика. Поэтому комплексный критерий оценки в данном случае может носить название «Целесообразность реализации проекта», объединяя при этом набор разнообразных частных критериев. В качестве таковых, например, могут выступать:

- затраты разработчика полные на проведение модернизации БР; этот показатель определит экономическую составляющую, связанную с необходимостью выполнения необходимой модернизации, уровень которой был определен в ходе выполнения первого шага алгоритма;
- прогнозируемая стоимость разового пуска БР-РН; этот показатель позволит сравнивать БР-РН с уже существующими или проектируемыми носителями. Показатель нельзя путать со стоимостью выведения на орбиту 1 кг груза, это — эксплуатационные затраты;
- интервал времени от принятия решения на начало модернизации до готовности к пуску первого «коммерческого» образца БР-РН; этот показатель позволяет оценить временные характеристики проекта и косвенно показывает сроки окупаемости проекта;
- рыночный потенциал создаваемой БР-РН, под которым понимается отношение числа имеющихся в наличии БР к произведению мирового среднего годового числа пусков аналогичных по задачам РН на национальную квоту таких пусков: $RP = N_{\text{ракет}} / (N_{\text{ср. пусков в год}} \cdot v_{\text{нац}})$, по сути — интервал времени использования созданной РН в годах. Этот показатель позволяет планировать время, в течение которого будет выполняться проект, что также позволит оценить возможность окупаемости и получения прибыли;
- экологичность БР-РН; этот показатель позволяет оценить перспективы БР-РН на международном рынке, поскольку к экологической чистоте запусков на всемирном рынке космических услуг предъявляются высокие требования [3].

Стоит подчеркнуть особо, что все предложенные нами критерии являются независимыми. Так, затраты на модернизацию не включаются в прогнозируемую стоимость пуска, в данном случае включающую прямые эксплуатационные затраты (на транспортировку, предстартовую подготовку и стартовые операции уже готового изделия). Рыночный потенциал, в принципе, показывает продолжительность времени (например, в годах), в течение которого вновь созданный носитель сможет эксплуатироваться.

Предложенные нами критерии, несомненно, являются именно возможными, поэтому каждый разработчик вправе использовать свои собственные критерии. Отметим лишь, что требование независимости этих критериев друг от друга необходимо будет неукоснительно соблюдать.

В данном случае мы предложили именно такой набор частных критериев для того, чтобы на конкретном примере показать работоспособность предлагаемых алгоритмов.

Б) ЛПР — потребитель услуги выведения полезного груза (заказчик).

Для заказчика важно выбрать РН, которая реализует его потребность, т. е. способна вывести предоставляемую им ПН на необходимую орбиту. Если БР-РН способна решить эту задачу, то заказчик будет сравнивать ее с аналогичными существующими (или проектируемыми) носителями, стремясь избежать лишних финансовых затрат.

Комплексный критерий в данном случае целесообразно назвать «Рыночная привлекательность РН», включив в него, например, следующие частные критерии:

- суммарные затраты на приобретение услуги (цена поставщика услуги); показатель позволяет сравнить несколько вариантов по финансовой составляющей;
- время от момента заключения договора до запуска; показатель позволяет планировать работы по созданию собственной ПН в зависимости от времени готовности РН к использованию;
- степень участия заказчика в работах по выведению его ПН на орбиту; показатель позволяет оценить собственные затраты на пуск, не вошедшие в суммарные затраты на приобретение услуги (например, доставку ПН за свой счет или требование со стороны разработчика обязательного участия в пуске обеспечивающей бригады заказчика);
- надежность РН; показатель может быть представлен статистически, как доля удачных пусков из полного числа проведенных ранее. Для БР-РН этот показатель будет определяться для прототипа, ранее стоявшего на вооружении;
- наличие и уровень страхования пусков; показатель позволяет оценить дополнительные затраты заказчика, связанные со страхованием пуска, а также уровень возмещения потерь при аварийном пуске.

Еще раз подчеркнем, что, в зависимости от того, кем является ЛПР, может формироваться другой набор частных критериев, на основе которого для сравне-

ния вариантов позднее будет построен комплексный критерий.

Третий шаг — процедура подготовки к построению комплексного критерия на основе частных методом взвешенной суммы [10]. Комплексный критерий при n частных критериев может быть представлен в виде функции $K = \sum X_i \omega_i$, где X_i — нормализованное значение i -го частного критерия, а ω_i — соответствующий ему весовой коэффициент, взятый со своим знаком и обычно определяемый как мнение специалистов-экспертов.

Процедура заключена в применении метода анализа иерархий (МАИ, иначе — метод парных сравнений), позволяющего оценить весовые коэффициенты, применяемые при построении комплексного критерия (основные этапы метода подробно изложены в работах [9, 10]). Метод сегодня широко используется как при решении чисто технических задач, так и в смежных областях, например, при оценке объектов недвижимости, для отбора кандидатов на замещение вакантных должностей и т. п.

Один из создателей метода Т. Саати сформировал требования, которые применяются к суждениям экспертов, формирующих весовые коэффициенты:

- неопределенность в суждениях не должна оказывать сильного влияния на соответствующее числовое значение,
- значительное расхождение в суждениях должно соответствующим образом отражаться разбросом по числовой шкале.

Кроме того, модель, основанная на этой шкале, должна давать близкие результаты при небольших отклонениях в числовых значениях показателей суждений.

Для определения коэффициентов существует девятибалльная шкала оценки относительной важности критериев, которая позволяет выполнять попарные сравнения [9]. Эксперты оценивают отношение i -го критерия к j -му, указывая соотношение $a_{ij} = \omega_i / \omega_j$.

При этом значение 1 соответствует одинаковой важности критериев, значение 9 — абсолютной важности первого сравниваемого критерия по отношению ко второму. Полученный набор a_{ij} представляет собой элементы обратносимметричной матрицы сравнений, поскольку $a_{ij} = 1/a_{ji}$. Искомыми весовыми коэффициентами, как показано в [9], являются нормализованные компоненты собственного вектора матрицы (вектора приоритетов).

Таким образом, для реализации метода МАИ необходимо выполнить следующую последовательность действий:

- выбрать форму представления комплексного критерия на основе частных, выбранных ранее;
- выполнить процедуру попарных сравнений и сформировать матрицу;
- определить компоненты собственного вектора матрицы ω_i , который затем нормализовать ($\sum \omega_i = 1$);
- сформировать комплексный критерий сравнения вариантов, что и составляет следующий, четвертый шаг нашего алгоритма.

Четвертый шаг — процедура выбора формата ком-

плексного критерия на основе вектора приоритетов, полученного в результате парных сравнений, и выбранных частных критериев.

А) ЛПР — разработчик ракет.

Пусть комплексный критерий «Целесообразность реализации проекта» включает, по высказанному выше предложению, следующие частные критерии:

- затраты разработчика полные на проведение модернизации БР ($C_{\text{мод}}$) — оцениваются в денежном выражении и минимизируются;
- прогнозируемая стоимость разового пуска БР-РН ($C_{\text{раз}}$) — оценивается в денежном выражении и минимизируется;
- интервал времени до готовности к пуску первого «коммерческого» образца БР-РН ($T_{\text{гот}}$) — оценивается в единицах измерения времени и минимизируется;
- рыночный потенциал создаваемой БР-РН (РП) — оценивается в годах, в течение которых возможно использование РН, и максимизируется;
- экологичность БР-РН ($\Theta_{\text{кр}}$) — оценивается по шкале (граничные значения которой, например, 9 — максимальная экологичность, 1 — применение РН наносит максимальный вред окружающей среде) и максимизируется.

Комплексный критерий в этом случае может быть записан в следующем виде (через нормализованные ω_i^P и с учетом необходимости нормализации частных критериев):

$$K_{\text{разр}} = \omega_1^P C_{\text{мод}} / C_{\text{мод-мах}} + \omega_2^P C_{\text{раз-}i} / C_{\text{раз-мах}} + \\ + \omega_3^P T_{\text{гот-}i} / T_{\text{гот-мах}} - \\ - \omega_4^P \text{РП}_i / \text{РП}_{\text{мах}} - \omega_5^P \Theta_{\text{кр-}i} / \Theta_{\text{кр-мах}}$$

При этом наилучшему варианту РН, наиболее целесообразному для дальнейшей разработки, соответствует минимальное значение комплексного критерия $K_{\text{разр}}$.

Б) ЛПР — заказчик.

Пусть комплексный критерий «Рыночная привлекательность РН» включает, по высказанному выше предложению, следующие частные критерии:

- суммарные затраты на приобретение услуги (цена поставщика услуги) $C_{\text{усл}}$ — оцениваются в денежном выражении и минимизируются;
- время от момента заключения договора до запуска ($T_{\text{дог}}$) — оценивается в единицах измерения времени и минимизируется;
- степень участия заказчика в работах по выведению его ПН на орбиту (УЗ) — оценивается по шкале (например, 1 — минимальное участие, подразумевающее минимальные затраты, 9 — максимальная участие — максимальные затраты) и минимизируется;
- надежность РН ($H_{\text{РН}}$) — доля удачных пусков из всех ранее проведенных, желательна максимизировать;
- наличие и уровень страхования пусков (СТ) — оценивается по шкале (например, 1 — страхование по

наиболее выгодной схеме, θ — пуски не застрахованы) и минимизируется.

Комплексный критерий в этом случае может быть записан в следующем виде (через нормализованные ω_i^3 , и с учетом необходимости нормализации значений частных критериев):

$$K_{\text{заказ}} = \omega_1^3 C_{\text{усл-}i} / C_{\text{усл-} \max} + \omega_2^3 T_{\text{дог-}i} / T_{\text{дог-} \max} + \omega_3^3 \text{УЗ}_i / \text{УЗ}_{\max} + \omega_5^3 \text{СТ}_i / \text{СТ}_{\max} - \omega_4^3 \text{Н}_{\text{РН-}i} / \text{Н}_{\text{РН-} \max}$$

Наилучшему варианту, предпочтительному для заказчика услуги выведения, соответствует минимальное значение комплексного критерия $K_{\text{заказ}}$.

Пятый шаг — выбор альтернатив для дальнейшей оценки.

Для случая ЛПР — разработчик под альтернативами подразумеваются БР, которые обеспечивают вывод полезной нагрузки на орбиту и могут после доработки перейти в категорию РН.

Для случая ЛПР — заказчик альтернативами являются существующие РН, решающие аналогичные задачи, или же ряд РН на основе БР, одновременно выходящие на рынок.

Шестой шаг — собственно вычисление комплексных критериев для альтернатив и проведение их сравнения.

После выбора альтернативных вариантов формируются соответствующие таблицы числовых значений частных критериев, а затем для каждой альтернативы определяется значение комплексного критерия, по набору которых и производится оценка вариантов.

Седьмой — заключительный — шаг алгоритма — принятие решения на основе полученных значений комплексного критерия для всех альтернативных вариантов.

Примеры применения алгоритма

Предложенный алгоритм был успешно применен для решения ряда задач, связанных с выбором ракетных систем выведения, в частности, для выбора ракетной транспортной системы для целей «космического туризма» [11] или для оценки ряда реально существующих РН по «экологическим параметрам» [12].

В работе [7] авторы привели результаты сравнения пяти РН, которые могли быть сконструированы на базе отечественных БР, по международным договорам снимаемых с боевого дежурства и полностью выводимых из боевого состава, с точки зрения разработчика. Кратко изложим эти результаты, достаточно представительные и сегодня.

Данные о снимаемых с дежурства сравнивавшихся БР, включая их общую численность, были приведены в [5]:

- ракета РС-10 — МБР УР-100 (8К84) — всего в наличии 215 экземпляров;
- ракета РС-12 — МБР РТ-2 (8К98) — 40 экземпляров;
- ракета РС-16 — МБР МР-УР-100 (15А15) — 116 экземпляров;
- ракета РС-18 — МБР УР-100Н — 180 экземпляров;
- ракета РС-20 — МБР Р-36М (15А14) — 247 экземпляров.

Таблица 1

	Частные критерии разработчика					
	$C_{\text{мод}}$	$C_{\text{раз}}$	$T_{\text{гот}}$	РП	$\text{Э}_{\text{кр}}$	Вектор приоритетов ω_i^P
$C_{\text{мод}}$	1	2	3	1/2	5	0,282318
$C_{\text{раз}}$	1/2	1	3	1	4	0,235045
$T_{\text{гот}}$	1/3	1/3	1	1/3	3	0,105845
РП	2	1	3	1	5	0,324299
$\text{Э}_{\text{кр}}$	1/5	1/2	1/3	1/5	1	0,052492

Таблица 2

	РС-10		РС-12		РС-16		РС-18		РС-20	
	Абс	Нрм	Абс	Нрм	Абс	Нрм	Абс	Нрм	Абс	Нрм
$C_{\text{мод}}$	140	1	250	0,38	200	0,46	190	0,94	150	0,71
$C_{\text{раз}}$	20	0,5	40	1	25	0,625	20	0,5	35	0,875
$T_{\text{гот}}$	15	0,53	16	0,57	18	0,64	28	1	14	0,5
РП	14	0,875	2	0,125	7	0,437	11	0,687	16	1
$\text{Э}_{\text{кр}}$	5	1	3	0,6	5	1	5	1	4	0,8
$K_{\text{разр}}$	0,1202911		0,33152541		0,15226732		0,21377694		0,09292171	

Таблица 3

	Частные критерии заказчика					
	$C_{усл}$	$T_{дог}$	УЗ	$H_{РН}$	СТ	Вектор приоритетов ω_i^3
$C_{усл}$	1	6	7	1	4	0,383864
$T_{дог}$	1/6	1	8	1/4	2	0,127027
УЗ	1/7	1/8	1	1/6	7	0,063514
$H_{РН}$	1	4	6	1	7	0,383864
СТ	1/4	1/2	1/7	1/7	1	0,041731

Таблица 4

	Днепр		Antares		PSLV		H-IIA		CZ-3C	
	Абс	Нрм	Абс	Нрм	Абс	Нрм	Абс	Нрм	Абс	Нрм
$C_{усл}$	90	0,804	11	0,611	3	0,6	0,95	0,979	2	0,333
$T_{дог}$	85	0,759	14	0,778	4	0,8	0,91	0,938	1	0,167
УЗ	60	0,535	18	1	5	1	0,95	0,979	6	1
$H_{РН}$	112	1	16	0,889	5	1	0,97	1	4	0,667
СТ	90	0,804	12	0,667	4	0,8	0,94	0,969	5	0,833
$K_{заказ}$	0,06215922		0,08777068		0,06196415		0,20424753		0,10674187	

Сравнение вариантов в данном случае возможно и целесообразно, поскольку известно (см., например, [5]), что даже без применения дополнительной разгонной ступеней все указанные БР способны выводить на НОО полезную нагрузку массой не менее 3400 кг. При этом, конечно, все БР потребуют модернизации на уровне обязательной доработки или же доработки первого уровня.

В 2004-2005 гг. экспертами при заполнении таблицы сравнения важности критериев и таблицы значений сравниваемых параметров РН выступили студенты старших курсов кафедры «Ракетостроение» БГТУ «Военмех». Характеристики БР и шкальные значения были приняты с учетом данных работ [4, 5, 13].

В табл. 1 приведен результат парного сравнения частных критериев разработчика, в табл. 2 – характеристики сравниваемых вариантов и вычисленное значение комплексного критерия разработчика «Целесообразности реализации проекта» для каждого из рассматриваемых вариантов будущего носителя.

Как явствует из табл. 2, результаты сравнения показали, что с точки зрения разработчика наилучшим вариантом является создание РН на базе БР РС- 20.

Правильность этих выводов подтвердила практика применения РН «Днепр», модернизированного варианта БР Р-36М (Р15А18). В период с 1999 по 2005 гг. было выполнено 5 успешных пусков носителя; с 2006 по 2015 гг. – 16 успешных пусков и 1 – аварийный (2006). В этом пуске двигатель первой ступени аварийно выключился на 74-й секунде из-за нарушения его теплоизоляции [14], что, естественно, не связано с ошибкой в выборе прототипа для создания РН.

Далее сравним пять вариантов, использовавшихся в последнее десятилетие РН, одна из которых построена на основе серийной БР РС-20 (РН «Днепр»), а остальные 4 представляют собой реально существующие ракеты-носители, решающие задачи выведения близких по величине ПН на НОО, с точки зрения заказчика услуги выведения. Для сравнения предлагаются:

- РН «Днепр» (Россия);
- РН Antares (США);
- РН PSLV (Индия);
- РН H-IIA (Япония);
- РН CZ-3C (Китай).

Характеристики РН «Днепр» взяты из [4, 14], существующих иностранных РН – из [3, 15, 16]. Экспертами при составлении соответствующих таблиц в 2017-2018 гг. снова выступали студенты старших курсов кафедры «Ракетостроение» БГТУ «Военмех» (специальность «Специальные организационно-технические системы»). Характеристики РН и шкальные значения были приняты с учетом данных работ [4, 5, 15-17].

В табл. 3 приведены результат парного сравнения частных критериев заказчика; в табл. 4 – характеристики сравниваемых вариантов и вычисленное значение комплексного критерия заказчика «Рыночная привлекательность РН».

Для нашего примера, с учетом выявленных значений частных критериев, наилучшим с точки зрения заказчика для запуска своей ПН явился вариант РН PSLV (Индия), что вполне соответствует практике коммерческих пусков последних лет [16, 17], с учетом заявляемой разработчиками самой низкой стоимости пуска.

Выводы

Предложенный авторами алгоритм показал свою работоспособность и, как нам представляется, при наличии достоверных данных по выбираемым

частным критериям вполне может использоваться для сравнения различных ракетных транспортных систем, в том числе и для оценки разных вариантов перспективных многоэтажных ракет-носителей.

Список использованных источников

1. Э. Бургес. Баллистические ракеты дальнего действия. М.: ИИЛ, 1963. 254 с.
2. Ю. В. Бирюков. Советские экспериментальные и научно-исследовательские ракеты//Техника — молодежи. 1981. № 8. С. 20-21. № 9. С. 24-25. № 11. С. 40-41.
3. С. П. Уманский. Ракеты-носители. Космодромы. М.: Рестарт+, 2001. 216 с.
4. М. Н. Охочинский. Очерки истории космонавтики и ракетной техники//Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ», № 3. СПб: БГТУ «Военмех», 2012. 176 с.
5. А. Минаев. Боевые — для мирного космоса//Техника — молодежи. 1995. № 10. С. 12-14.
6. С. Алексеев. Из боевых — в пилотируемые//Техника — молодежи. 2004. № 1. С. 16-17.
7. Д. М. Охочинский, М. Н. Охочинский. Обоснование возможности использования баллистических ракет, снимаемых с боевого дежурства, для выведения полезной нагрузки на орбиту искусственного спутника Земли//В сб.: «ОНТК Третьи Уткинские чтения. Труды». СПб.: БГТУ «Военмех», 2007. С. 77-80.
8. Д. М. Охочинский. Выбор ракетного средства выведения полезной нагрузки на орбиту//В сб.: «Труды ХLI чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К. Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники». 12-14 сентября 2006 г.». Казань: КТУ, 2007. С. 143-150.
9. Т. Л. Саати. Математические модели конфликтных ситуаций. М: Советское радио, 1977. 304 с.
10. Проектирование зенитных управляемых ракет/Под ред. В. С. Голубева. М.: МАИ, 1999. 728 с.
11. Д. М. Охочинский, М. Н. Охочинский. Выбор транспортной системы для космического туризма//В сб. «Вторые Уткинские чтения. Материалы конференции». Т. 1. СПб.: БГТУ «Военмех», 2005. С. 84-88.
12. Д. М. Охочинский, М. Н. Охочинский. Оценка безопасности эксплуатации ракет-носителей с применением метода анализа иерархий//В сб. «Проблемы разработки, изготовления и эксплуатации ракетно-космической и авиационной техники». Материалы II региональной НПК памяти А. С. Клинышкова. Омск: НПО «Полет», 2006. С. 24-31.
13. М. Первов. Отечественные стратегические ракетные комплексы//Техника и вооружение. 2001. № 5-6. 92 с.
14. Ракета-носитель легкого класса «Днепр» (РС-20К). ИА «Оружие России». <https://www.arms-expo.ru/articles/armed-forces/raketa-nositel-legkogo-klassa-dnepr-rs-20k>.
15. Ракеты-носители. SkyShips — мировая авиация. http://skyships.ru/?page_id=14710.
16. Сравнительная стоимость запуска полезного груза в космос на разных РН//Журнал «Все о космосе». <https://aboutspacejournal.net/2016/03/07/сравнительная-стоимость-запуска-пол>.
17. А. Хазбиев. Из продавцов в покупатели//Эксперт. 2018. № 9. С. 36-44.

Sources

1. E. Burgess. Long-range ballistic missiles. Moscow: 1963. 254 p.
2. Yu. V. Biryukov. Soviet experimental and research missiles//Technology — youth. 1981. № 8. P. 20-21. № 9. P. 24-25. № 11. P. 40-41.
3. S. P. Umansky. Launch vehicle. Cosmodromes. Moscow: Restart+, 2001. 216 p.
4. M. N. Ohochinsky. Essays on the history of space and rocket technology//Library of the magazine «Voenmeh. Bulletin of BSTU», № 3. St. Petersburg: BSTU «Voenmeh», 2012. 176 p.
5. A. Minaev. Fighting for the peace of the cosmos//Technology — youth. 1995. № 10. P. 12-14.
6. S. Alekseev. From the military — manned//Technology — youth. 2004. № 1. P. 16-17.
7. D. M. Ohochinsky, M. N. Ohochinsky. Justification of the possibility of using ballistic missiles that are removed from combat duty to launch a payload into the orbit of an artificial earth satellite//The Third Utkin readings. Proceedings. St. Petersburg: BSTU «Voenmeh», 2007. P. 77-80.
8. D. M. Ohochinsky. The choice of rocket launch vehicles payload into orbit//Proceedings of XLI readings, devoted to development of scientific heritage and development of K. E. Tsiolkovsky's ideas. Section «Problems of rocket and space technology». September 12-14, 2006. Kazan: KTU, 2007. P. 143-150.
9. T. L. Saati. Mathematical models of conflict situations. M.: Soviet radio, 1977. 304 p.
10. Designing anti-aircraft guided missiles/Edited by V. S. Golubev. Moscow: MAI, 1999. 728 p.
11. D. M. Ohochinsky, M. N. Ohochinsky. Choosing a transport system for space tourism//The Second Utkin readings. Proceedings. Vol. 1. St. Petersburg: BSTU «Voenmeh», 2005. P. 84-88.
12. D. M. Ohochinsky, M. N. Ohochinsky. Evaluation of the safety of carrier rocket operation using the hierarchy analysis method//Problems of development, manufacture and operation of rocket and space and aviation equipment. Proceedings of the II regional Conference in memory of A. S. Klinyshkova. Omsk: Flight, 2006. P. 24-31.
13. M. Pervov. Domestic strategic missile systems//Equipment and weapons. 2001. № 5-6. 92 p.
14. «Dnepr» light class carrier rocket (RS-20K). Russian weapons news Agency. <https://www.arms-expo.ru/articles/armed-forces/raketa-nositel-legkogo-klassa-dnepr-rs-20k>.
15. Launch vehicle. SkyShips — world aviation. http://skyships.ru/?page_id=14710.
16. Comparative cost of launching a payload into space at different launch vehicles. All about space magazine. <https://aboutspacejournal.net/2016/03/07/сравнительная-стоимость-запуска-пол>.
17. A. Khazbiev. From sellers to buyers//Expert. 2018. № 9. P. 36-44.