

УДК 629.735.33

М.В. АМБРОЖЕВИЧ, А.С. КАРТАШЕВ, С.А. ЯШИН

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

КРИТЕРИАЛЬНЫЕ ОЦЕНКИ ТРАНСПОРТНОГО СОВЕРШЕНСТВА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С БАЛЛИСТИЧЕСКИМИ И ОРБИТАЛЬНЫМИ ТРАЕКТОРИЯМИ ПОЛЕТА

Представлен метод получения оценок транспортного и энергетического совершенства летательных аппаратов с баллистическими и орбитальными траекториями полета на основании общих подходов теории размерности и подобия. Приведены примеры анализа тенденций развития обозначенного класса объектов на основе предложенных критериальных оценок.

баллистические ракеты, ракеты-носители, многоразовые транспортные космические системы, метод подобия и размерности, критерии подобия, транспортное и энергетическое совершенство

Введение

Актуальная фаза развития летательных аппаратов (ЛА) с ракетными двигательными установками (РДУ), характеризующаяся либо завершением эволюции определенных классов и видов, либо слабо выраженным прогрессом, а также благоприятная информационная ситуация в данной области, сложившаяся на данный момент, создают объективные предпосылки для выработки теоретических обобщений представительного множества частных примеров технических решений. Такого рода обобщения могут быть получены в результате сопоставительного анализа совершенства конструктивно и функционально различных транспортных систем. Оценки функционального совершенства могут быть получены на базе весьма ограниченного универсального набора критериев подобия и удельных показателей, характеризующих объект, как транспортное средство для доставки полезной нагрузки (ПН), использующее энергию химических топлив.

1. Критерии энергетического совершенства транспортных систем с баллистическими и орбитальными траекториями полета

Множество *баллистических ЛА с суборбитальной траекторией полета* может оцениваться крите-

рием массово-энергетического совершенства процесса транспортирования относительной массы полезной нагрузки (ПН), сопровождающимся совершенением работы против сил тяготения и разгона до заданной максимальной скорости полета (горизонтальной) на активном участке траектории:

$$K_{\partial} = \frac{M_{ПН} g n D}{(M_c - M_{ПН}) H u}, \quad (1)$$

где $M_{ПН}$ – масса ПН; g – ускорение свободного падения; n – среднеинтегральная перегрузка на активном участке; D – дальность; M_c – стартовая масса; $H u$ – низшая теплотворная способность топлива.

В классе *ЛА с орбитальной траекторией полета* для оценки транспортного совершенства вместо (1) должен применяться критерий подобия, отражающий полноту преобразования располагаемой энергии стартовой конфигурации транспортной системы в энергию выведения ПН:

$$K_o = \frac{M_{ПН} v_o^2}{(M_c - M_{ПН}) 2 H u}, \quad (2)$$

где v_o – космическая скорость для заданной орбиты.

Критерий K_o позволяет абстрагироваться от частных задач небесной баллистики и возможных сценариев использования транспортной системы.

При использовании критериев (1), (2) целесообразно прибегнуть к приведению к низкоэнергетической топливной паре «этиловый спирт-кислород». Эффект за счет использования топлива с улучшенной энергетикой при этом рассматривается как повышение совершенства ДУ. С целью получения комплексных оценок транспортно-энергетического совершенства ЛА в зависимости от показателей эффективности РДУ, пропульсивной и тепловой, наряду с критериями (1), (2) следует использовать общепринятые размерные параметры: удельный импульс в пустоте – I_{y_n} и давление в камере сгорания – p_k .

Далее представлены примеры решения практических задач с использованием предложенного набора критериальных комплексов.

2. Сопоставительная оценка направлений развития баллистических ракет – жидкостного и твердотопливного

На рис. 1 приведены макрооценки результатов параллельного развития боевых баллистических ракет (БР) с жидкостными и твердотопливными РДУ (ЖРДУ и ТТРДУ), полученные на основании критерия транспортного совершенства (1) с исходными данными [1 – 13]. Корректность подобного сравнения следует из условия идентичности показателей готовности БР с ЖРДУ и ТТРДУ поколений II – IV, ограничиваемых нормативами выставки инерциальных систем, а не свойствами РДУ. Причем, созданная в СССР уникальная технология ампулизации в заводских условиях обеспечила непрерывное нахождение МБР с ЖРДУ на боевом дежурстве в течение 15 и более лет [14]. Показатели массово-энергетического совершенства БРСД «Першинг-2» и МБР МХ (США) рассчитаны на основании данных [8 – 10]. Для них же ориентировочно указан удельный импульс новейшего на тот период твердого топлива нитролан [11], используемого в БРПЛ «Трайдент-2».

Представленные численные оценки можно трактовать следующим образом.

2.1. Прогрессивное развитие транспортного совершенства в классе стратегических БР однозначно определяется ростом удельного импульса и давления в камере сгорания. На уровне III поколения (до 1975 г.) совершенство РДУ маршевых ступеней достигло «состояния насыщения», благодаря созданию ЖРД, выполненных по схеме с дожиганием генераторного газа, с внутрикамерным давлением свыше 23 МПа и удельным импульсом в пустоте более 3100 м/с. По уровню совершенства ЖРДУ ракеты III – IV поколения (1975 – 1985 гг.) практически неразличимы. На данном этапе главными факторами развития было совершенствование сугубо боевых свойств БР.

2.2. Заявленные ТТХ баллистических ракет США представляются завышенными в связи с относительно низким достигнутым значением удельного импульса твердого топлива, даже при условии высокого массового совершенства корпусов из композиционных материалов.

2.3. Оценки, относящиеся к ракетам малой дальности Р-17 и «Лэнс», показывают, что достижение высокого энергетического совершенства ЖРДУ в данном случае не являлось принципиальной задачей проектирования.

2.4. Полученные сравнительные оценки вида (1) позволяют сделать вполне однозначное заключение о непродуктивности твердотопливного направления развития стратегических БР любых видов базирования в СССР. Ни на какой стадии развития, включая IV поколение, стратегические БР всех классов с ТТРДУ не имели никаких преимуществ по сравнению с жидкостными аналогами, либо вообще не могли конкурировать с таковыми. В отличие от СССР, выбор твердотопливного направления развития стратегических БР в США был продиктован неспособностью решить проблему герметизации трактов ЖРДУ.

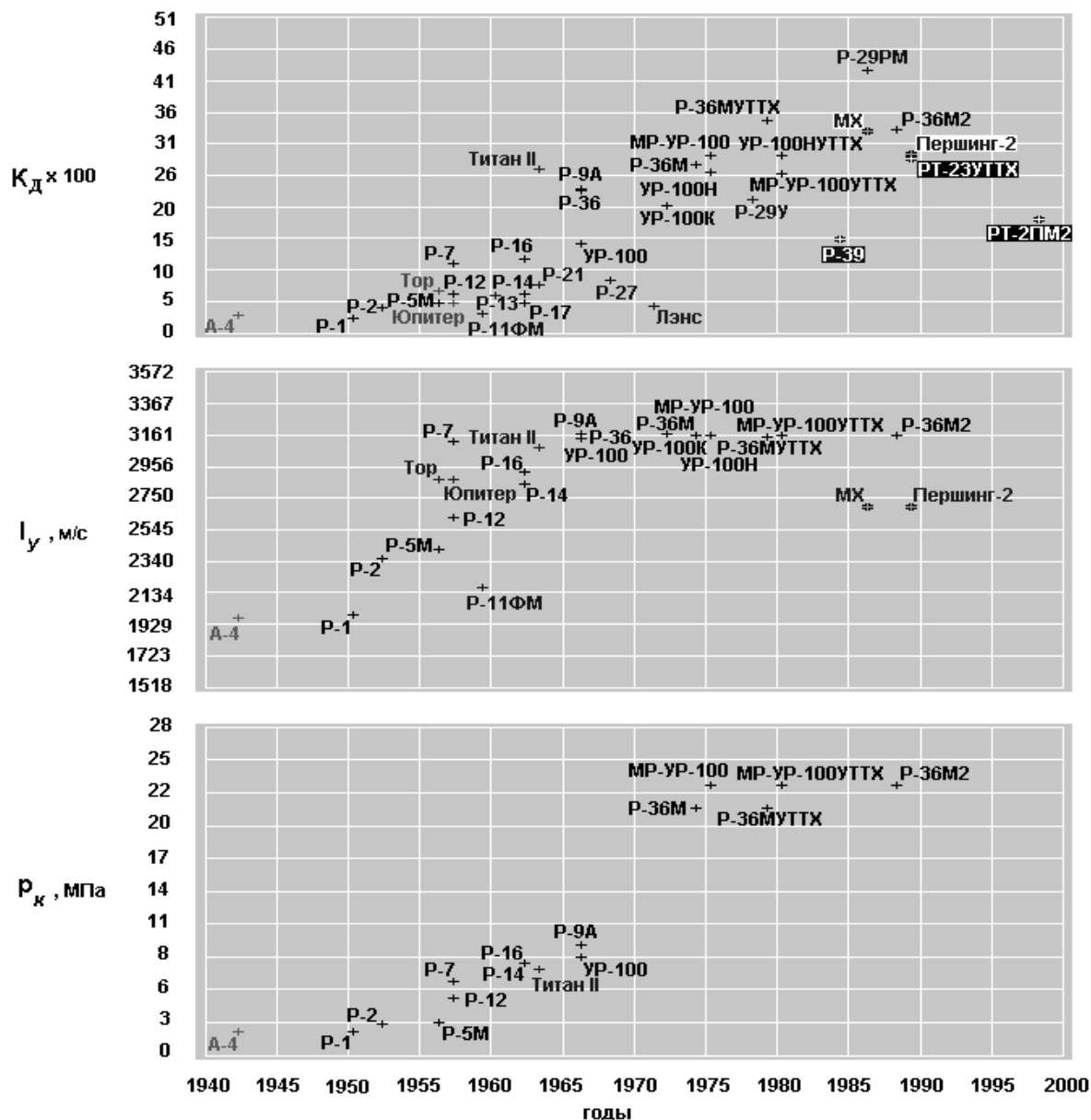


Рис. 1. Развитие энергетического совершенства боевых баллистических ракет:

- ⊕ – БР наземного базирования с ЖРДУ; ⊗ – БРПЛ с ЖРДУ;
- ⊞ – БРПЛ с ТТРДУ; ⊞ – БР наземного базирования с ТТРДУ

3. Оценка энергетического совершенства средств выведения орбитальных ЛА

В отличие от боевых баллистических ракет с суборбитальной траекторией полета, в космических транспортных системах реализованы более сложные схемы распределения энергетического потенциала.

На базе представительной выборки серийных и опытных образцов одноразовых ракет-носителей

(РН) и многоразовых космических транспортных систем (МТКС) [6, 15 – 20] был проведен сопоставительный анализ энергетического совершенства с использованием критериального комплекса (2) для орбитальных ЛА (рис. 2). Основные результаты сравнительного анализа приводят к представленным далее выводам.

3.1. Энергетическое совершенство ЖРД при прочих равных условиях не обязательно приводит к высокому транспортному совершенству системы в

целом. Наиболее совершенна с точки зрения энергетики РН «Сатурн V», созданная до появления ЖРД замкнутых схем с предельно высокими характеристиками.

3.2. Невыгодно выглядят реализованные многоуровневые системы «Спейс Шаттл» и «Энергия-Буран». Несмотря на достаточно высокое энергетическое совершенство ДУ МКК «Спейс-Шаттл» с маршевым ЖРД SSME, концепция МТКС (т.е. в роли средства выведения ПН) в данном исполнении неэффективна, так как энергетический потенциал главным образом расходуется на обеспечение циркуляции возвращаемой ступени (балластной массы). Велико также негативное влияние неизбежно низкого пропульсивного КПД кислородно-водородного ЖРД в условиях разгонного (атмосферного) участка траектории. Энергетическое совершенство РН «Энергия» в одноразовом варианте более чем вдвое выше в связи с тем, что основная масса конструкции – невозвращаемая. Тем не менее, обнаруживается, что энергетический потенциал в ракете «Энергия» также использован не лучшим образом. Энергетическое преимущество РН «Сатурн V» с менее совершенными двигателями следует рассматривать, как результат повышенного лобового сопротивления РН «Энергия» с корпусом относительно малого удлинения на атмосферном участке траектории. Двигатели РД-170, заимствованные от ББ РН «Энергия» в случае ракеты «Зенит-3SL» приводит к значительно лучшему результату.

3.3. Предложенный критерий [2] отчетливо отображает преимущество пакетной схемы нижних ступеней РН. Пакетная схема позволяет использовать одновременно тягу двигателей I и II ступеней и тем самым ослабить ограничения, вызванные недостаточным уровнем тяги, развиваемым в одном агрегате. В этом состоит главная причина значительного преимущества РН Р-7 («Спутник», «Луна», «Восток» и др.) над американскими аналогами того периода с традиционным поперечным делением ступеней («Вэнгард», «Юнона» и пр.). ЖРД РД-107/108

не были рекордными по тяговым возможностям. Тем менее, пакетная схема позволила получить высокую суммарную тягу на начальном участке траектории, что в конечном итоге обеспечило значительное преимущество в массе выводимой ПН.

3.4. Из оценки энергетического совершенства РН, разработанных прочими участниками «ракетного клуба», следует общее заключение об их далеко не передовом уровне. Двигатели РН «Диамант» и «Европа» с вытеснительными системами подачи топлива и неохлаждаемыми камерами, перешедшие «по наследству» ракете «Ариан I», обусловили ее крайне низкие транспортные возможности. На более высоком уровне выполнена английская ракета «Блэк Найт», но это достигнуто за счет ЖРД RZ-2, выпускавшегося по американской лицензии. РН N-1 была «японизированным» лицензионным вариантом ракеты «Торад-Дельта», воспроизведенным спустя 15 лет после первого запуска американского прототипа. Китайская ракета LM-1 являлась результатом переделки в космический носитель советской БРСД Р-12 с отозванным в начале 1960-х г.г. лицензионным статусом и также не относится к образцам средств выведения с высоким энергетическим совершенством.

3.5. Конверсионные ракеты («Рокот», «Днепр», «Волна») по определению не в состоянии стать полноценными средствами выведения, так как в основу формирования энергетического облика МБР и РН III – IV поколений закладывались совершенно иные принципы, которым отвечали различные и, по некоторым функциям взаимоисключающие, целевые подходы к проектированию. Иными были требования к показателям готовности, эксплуатационным характеристикам, условиям старта, а также заложенный при проектировании энергетический потенциал и структурная схема его использования. Следовательно, такой продукт ракетно-космической отрасли как «конверсионные» РН сле-

дует рассматривать не как высокое проявление технической целесообразности, но как «экономичную»

альтернативу уничтожения боевых ракет посредством подрыва.

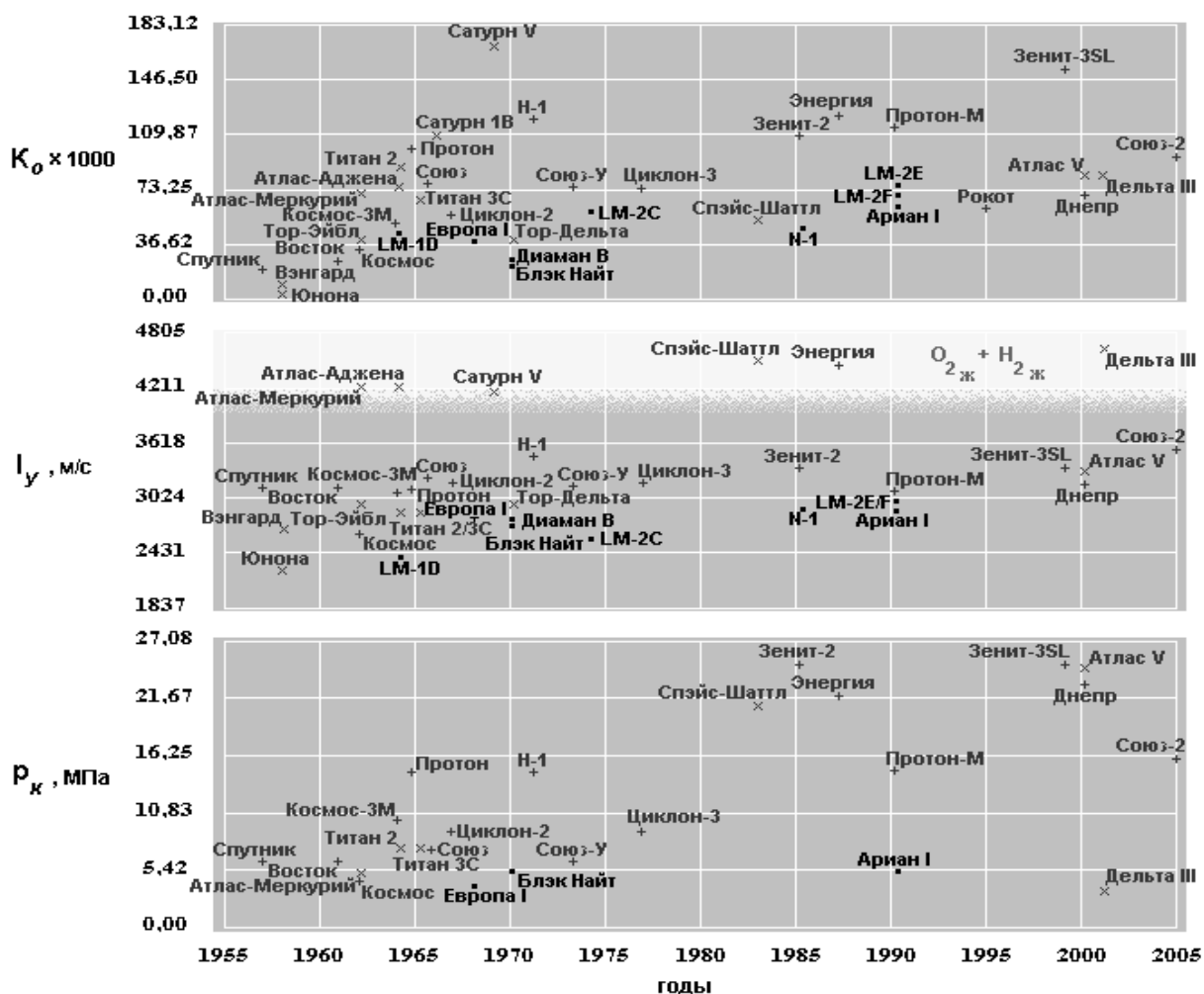


Рис. 2. Развитие энергетического совершенства космических транспортных систем:

+ – СССР-Россия-Украина, x – США, ■ – прочие страны и международные организации;
■ – класс кислородно-водородных двигателей

Заключение

1. Представленные примеры применения функционального анализа на основе предложенных критериальных комплексов [1] и [2] охватывают представительную выборку серийных и опытных ЛА с баллистическими и орбитальными траекториями полета. Основные полученные количественные результаты вполне удовлетворительно согласуются с известными оценками качественного характера, опубликованными в обширных литературных источниках.

2. Критериальные комплексы [1] строятся на основе минимальных однородных факторных матриц оцениваемых объектов, что позволяет свести сравнительный анализ совершенства многочисленных образцов транспортных систем к формальному использованию правила норм.

3. Использование критериальных комплексов [1] и [2] позволяет формализовать решение задачи формирования облика транспортных систем традиционных и принципиально новых типов в соответствии с функциональными условиями, установ-

ленными техническим заданием. Таким образом, метод, основывающийся на применении апробированных технических решений, способствует снижению стоимости ранних стадий проектирования и сопутствующего технического риска.

4. Предложенный метод пригоден для проведения научно-технической экспертизы объектов с неизвестными функциональными свойствами. Например, исследование «антикварных» образцов сводится к решению задач реконструктивного функционального анализа, что позволяет найти ключ к пониманию незаслуженно забытых технических решений с целью дальнейшего их продуктивного использования.

5. Универсальные подходы теории размерности и подобия, лежащие в основе метода, позволяют расширить его на класс транспортных систем с иными принципами поддержания на траектории. Для этой цели должны быть введены критериальные комплексы, аналогичные [1] и [2], но с учетом энергетической специфики полета соответствующих классов летательных аппаратов.

Литература

1. Первов М. Баллистические ракеты великой страны // *Авиация и космонавтика*. – 1998. – № 4. – С. 8-14; № 7. – С. 9-12; № 8. – С. 8-14; № 9. – С. 11-14; № 10. – С. 5-9; № 11. – С. 6-10; № 12. – С. 7-11; 1999. – № 4. – С. 8-11; № 7. – С. 12-17; № 10. – С. 6-10; № 12. – С. 7-14; 2000. – № 1. – С. 11-15; № 2. – С. 10-17.
2. Первов М. Ракетные комплексы РВСН // *Техника и вооружение*. – 2001. – № 5-6. – 89 с.
3. Первов М. Отечественное ракетное оружие. 1946-2000 [Электронный ресурс] ; 1 электрон. оптич. диск (CD-R). – 1999. Верстка, дизайн ООО «АКС-Конверсалт».
4. Карпенко А.В., Уткин А.Ф. Отечественные стратегические ракетные комплексы. – С-Пб.: Невский бастион, 1999. – 288 с.
5. Широкоград А. Б. Баллистические ракеты под-

водных лодок // *Техника и вооружение*. – 1997. – № 11-12. – С. 2-13.

6. Двигатели. 1944-2000. Авиационные, ракетные, морские, промышленные. (Справочник) – М.: АКС-Конверсалт, 2000. – 407 с.

7. Боевые стратегические ракеты // КБЮ [Электронный ресурс] ; 1 электрон. оптич. диск (CD-R).

8. Платонов В. Ракета «Першинг-2» // *Техника и вооружение*. – 1983. – № 10. – С. 36-37.

9. Алексеев Л., Трифонов К. Ракета «МХ» // *Техника и вооружение*. – 1983. – № 2. – С. 36-37.

10. Ракета-носитель «Пегас» // *Зарубежное военное обозрение*. – 1991. – № 9. – С. 48-49.

11. Красенский А., Грабов В. Ракетные комплексы ПЛАРБ стран НАТО // *Зарубежное военное обозрение*. – 1989. – № 4. – С. 55-62.

12. Jane's Weapon Systems. 1977-1978 (Справочник).

13. Ненахов Ю.Ю. Чудо-оружие третьего рейха. – Минск: ХАРВЕСТ, 1999. – 624 с.

14. Кулага Е.С. От самолетов к ракетам и космическим кораблям. – М.: Воздушный транспорт, 2001. – 232 с.

15. Космонавтика: Энциклопедия / Гл. ред. В.П. Глушко. – М.: Советская энциклопедия, 1985. – 528 с.

16. Уманский С.П. Ракеты-носители. Космодромы / Под ред. Ю.Н. Коптева. – М.: Рестарт+, 2001. – 216 с.

17. Варфоломеев Т. Универсальный «Союз» // *Новости космонавтики*. – 2002. – № 12. – С. 46-49.

18. Гэтланд К. Космическая техника. – М.: Мир, 1986. – 296 с.

19. Перспективные американские ракеты-носители серии «Дельта-4» // *Зарубежное военное обозрение*. – 2001. – № 5-6. – С. 49-55.

20. Stache P. Raumfahrt-Trägerraketen. – Traspres VEB Verlag für Verkehrswesen Berlin, 1973. – 150 p.

Поступила в редакцию 5.06.2006

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.Е. Гайдачук, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.