

УДК 629.735.33

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

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

КРИТЕРИАЛЬНЫЕ ОЦЕНКИ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО СОВЕРШЕНСТВА АТМОСФЕРНЫХ РАКЕТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Представлен метод получения оценок транспортного и энергетического совершенства аэродинамических и аэробаллистических летательных аппаратов с жидкостными ракетными двигательными установками на основе общих подходов теории размерности и подобия. Приведены примеры анализа тенденций развития крылатых ракет, зенитных управляемых ракет, авиационных управляемых ракет, ракетных истребителей и экспериментальных ракетопланов на основе предложенных критериальных оценок.

крылатые ракеты, зенитные управляемые ракеты, авиационные управляемые ракеты, ракетные истребители, экспериментальные ракетопланы, метод подобия и размерности, критерии подобия, транспортное и энергетическое совершенство

Введение

В обобщение метода оценки энергетического совершенства летательных аппаратов (ЛА) с баллистическими и орбитальными траекториями полета [1] в настоящей статье представлен комплекс критериальных показателей для атмосферных ЛА с жидкостными ракетными двигательными установками (ЖРДУ). Не смотря на принципиально иные силовые факторы, определяющие траекторию полета, энергетическое выражение полезной функции атмосферного ЛА может быть записано подобно критериям [1]. Возможности факторного анализа на основе предложенных в настоящей статье критериев подобия продемонстрированы в настоящей статье на примере нескольких классов ЛА с ЖРДУ.

1. Критерии энергетического совершенства атмосферных ЛА

Транспортное совершенство ЛА с аэродинамическими принципами поддержания на траектории может оцениваться с помощью критерия, подобного (1), но с учетом того, что работа в горизонтальном полете совершается против силы аэродинамического сопротивления:

$$K_a = \frac{M_{ПН} g D}{k(M_c - M_{ПН})Hu}, \quad (1)$$

где $M_{ПН}$ – масса полезной нагрузки (ПН); M_c – стартовая масса; M_m – масса топлива; g – ускорение свободного падения; D – дальность, Hu – низшая теплотворная способность топлива; $k = \frac{c_Y}{c_X}$ – аэродинамическое качество.

В случаях, когда достижение высоких траекторных скоростей является принципиальной задачей проектирования, энергетическое совершенство ЛА **любого типа** также может характеризоваться критерием, аналогичным (2):

$$K_w = \frac{M_{ПН} v_{\max}^2}{(M_c - M_{ПН}) \cdot 2Hu}, \quad (2)$$

где v_{\max} – максимальная траекторная скорость.

В условиях дефицита данных о траекторных параметрах аэробаллистических и аэродинамических ЛА, запускаемых с поверхности без использования внешних стартовых систем, целесообразно использовать близкий аналог критерия (1), позволяющий оценить полноту превращения располагаемой энергии ЛА в стартовом состоянии в работу против сил тяготения (энергетические затраты на набор высоты):

$$K_H = \frac{M_{ПН} g H_{\max}}{(M_c - M_{ПН})Hu}, \quad (3)$$

где H_{\max} – максимальная высота траектории.

По аналогии с методом [1], эффект от использования топлива с улучшенной энергетикой учитывается в результате приведения к низкоэнергетической топливной паре «этиловый спирт-кислород».

2. Критерий совершенства двигателя

Совершенство двигателя определяется полнотой использования располагаемой механической энергии вытекающей реактивной струи. Задаче проведения сравнительного анализа различных типов и образцов транспортных систем вполне адекватна формула Иноземцева для определения тягового (пропульсивного) КПД, которая применительно к ракетным двигателям принимает следующий вид:

$$\eta_m = \frac{2 \frac{v_n}{I_y}}{1 + \left(\frac{v_n}{I_y} \right)^2}, \quad (4)$$

где v_n – скорость полета при условии, что скорость истечения реактивной струи незначительно отличается от удельного импульса. При условии $v_n \rightarrow I_y$ $\eta_m \rightarrow 1$, т.е. потерянная мощность реактивной струи устремляется к нулю, и двигатель работает с максимальной эффективностью.

Оценки вида (4) позволяют сделать заключение о принципиальной пригодности ракетной ДУ в заданном диапазоне скоростных режимов полета ЛА, а также служат основанием для рационального выбора вида топлива. В классе атмосферных ЛА, где ракетные двигатели не безальтернативны, пропульсивный КПД является характеристикой, принципиальным образом определяющей энергетическое совершенство транспортной системы.

3. Критериальные оценки максимальных скоростных режимов атмосферных летательных аппаратов

Максимальный скоростной режим обтекания вязким потоком характеризуется числом Рейнольд-

са, учитывающим масштабный фактор ЛА:

$$\text{Re}_{\text{ЛА}} = \frac{v_{\text{max}} L_{\text{ЛА}}}{\nu}, \quad (5)$$

где v_{max} – максимальная скорость на атмосферном участке траектории; $L_{\text{ЛА}}$ – характерный линейный размер ЛА; ν – коэффициент кинематической вязкости для соответствующей высоты полета.

Оценки проявления сжимаемости и волнового сопротивления могут быть получены из известных значений максимального числа Маха: M_{max} .

Далее представлены примеры решения практических задач с использованием предложенного набора критериев. Аналогично [1], совершенство ЖРДУ оценивается диадой удельных параметров: удельным импульсом в пустоте на режиме максимальной тяги I_y и давлением в камере сгорания p_k .

4. Факторный анализ совершенства и распределения энергозатрат атмосферных беспилотных ЛА с ЖРДУ

На рис. 1 – 3 представлены оценки энергетического совершенства, полученные на основании критериев (3 – 5) для аэродинамических и аэробаллистических беспилотных ЛА с ЖРДУ (табл. 1, 2), исходя из ТТХ, приведенных в [2 – 18]. Класс ЗУР с ЖРДУ (табл. 2) достаточно многочислен и своеобразен с точки зрения энергетики, в связи с чем соответствующие результаты показаны на отдельном графике (рис. 5, 6).

Полученные результаты можно трактовать следующим образом.

3.1. КРВБ имеют преимущество перед ЗУР по критерию дальности за счет экономии энергии на набор высоты и скорости запуска (рис. 1, 2). По энергозатратам на разгон до максимальной скорости полета наиболее совершенные КРВБ и ЗУР дальнего действия (ДД) весьма близки. Отсюда также выводятся оценки относительных энергоемкостей разгонных ступеней. Уровень совершенства ДУ мар-

шевых ступеней стратегических КРВБ и ЗУР ДД на всех этапах развития был примерно одинаков.

3.2. Характерное функциональное распределение располагаемых энергетических возможностей АУР ВП на примере семейства «Буллпап» (AIM-12B/C/D) и Rb02 (рис. 1, 2). Здесь энергетические возможности использовались главным образом для достижения высоких скоростей полета в ущерб дальности с тем, чтобы минимизировать время нахождения самолета-носителя на боевом курсе. Отсюда – импульсный характер действий подобных ЖРДУ. Для оснащения авиационных ракет ампулизованные ЖРДУ впервые были применены в АУР ВВ «Спэрроу-III» (AIM-7D). Главным фактором, определяющим облик ДУ, явилось достижение в импульсе на активном участке $M_{\max} > 4$, в то время как дальность и эффективность использования располагаемой энергии в условиях скоротечного воздушного боя на малых и средних дистанциях не имели первостепенного значения. Локализация АУР ВВ и ВП смещена в область низких $Re_{\text{ЛА}}$ (рис. 4), как проявление малой размерности.

3.3. В классе ПКРК (П-15/15М) энергетическое совершенство ДУ не рассматривалось в качестве доминирующего фактора, так как эффективная дистанция стрельбы определялась главным образом дальностью обнаружения надводных целей, существенно ограниченной высотой антенных устройств.

3.4. Функциональное назначение ЗРК С-200 породило индивидуальный энергетический облик ЗУР 5В21, 5В28, 5В28М, в котором доминируют затраты на достижение высокой дальности (рис. 3, 4).

Энергетический потенциал ЗУР 5В28М ЗРК С-200Д оказался избыточным. Несмотря на умеренные относительные уровни затрат для достижения высотно-скоростных показателей, размерные параметры приближаются к экстремальным в классе ЗУР благодаря высоким общим энергетическим возможностям. Высокий потенциал кинетической энергии (рис. 3) соответствует высоким значениям $Re_{\text{ЛА}}$, что при условии непреодолимых скоростных ограничений достигается за счет увеличения линейных размеров аппарата, а, следовательно – ценой наращивания стартовой массы.

3.5. Энергетика американского аналога ЗУР 5В21, 5В28/28М – «Найк-Геркулес» (М1М-14) иная: здесь налицо оптимизация по скоростным возможностям.

3.6. Первая в мире противоракета В-1000 своим энергетическим обликом не отличалась от ЗУР, как, впрочем, и аэродинамическими решениями.

5. Факторный анализ энергетики ракетных самолетов

В данный класс объединены атмосферные пилотируемые ЛА принципиально различного функционального назначения, но схожие по принципу распределения энергетики ДУ: ракетные истребители-перехватчики объектовой ПВО [17 – 21] и экспериментальные ракетопланы [21 – 23] (рис. 5, 6). В обоих случаях обеспечение транспортного совершенства ЛА не являлось основной задачей проектирования.

Таблица 1

Беспилотные атмосферные ЛА с ЖРДУ

Тип	Класс	Аббревиатура	Обозначение на рис. 1 – 4
Авиационные управляемые ракеты	воздух–воздух	АУР ВВ	х
	воздух–поверхность	АУР ВП	х
Стратегические крылатые ракеты	воздуш. базирования	КРВБ	х
Противокорабельные ракеты	авиационные	АПКР	х
	корабельные	ПКРК	х
Зенитные управляемые ракеты	–	ЗУР	*

Таблица 2

ЗУР, представленные на рис. 3 – 4

Индекс	ЗРК (система)	Страна
Вассерфаль	–	Германия
R-3F «Rheintochter»	–	
Hs-117 «Schmetterling»	–	
X-4	Gerät-78	
205, 207A	C-25 (модификации)	СССР
ШБ-32	–	
13Д, 20ДУ, 5Я23	C-75 (модификации)	
B-1000 ¹⁾	экспериментальная система ПРО «А»	
5B21, 5B28, 5B28M	C-200 (модификации)	
Oe-50 / 54	Эрликон-50 / 54	Швейцария
RSD-58	Эрликон-Контравес	
MIM-3A	Найк-Аякс	США
MIM-14	Найк-Геркулес	
PARCA	–	Франция

¹⁾ - экспериментальная аэробаллистическая противоракета, выполненная в облике ЗУР

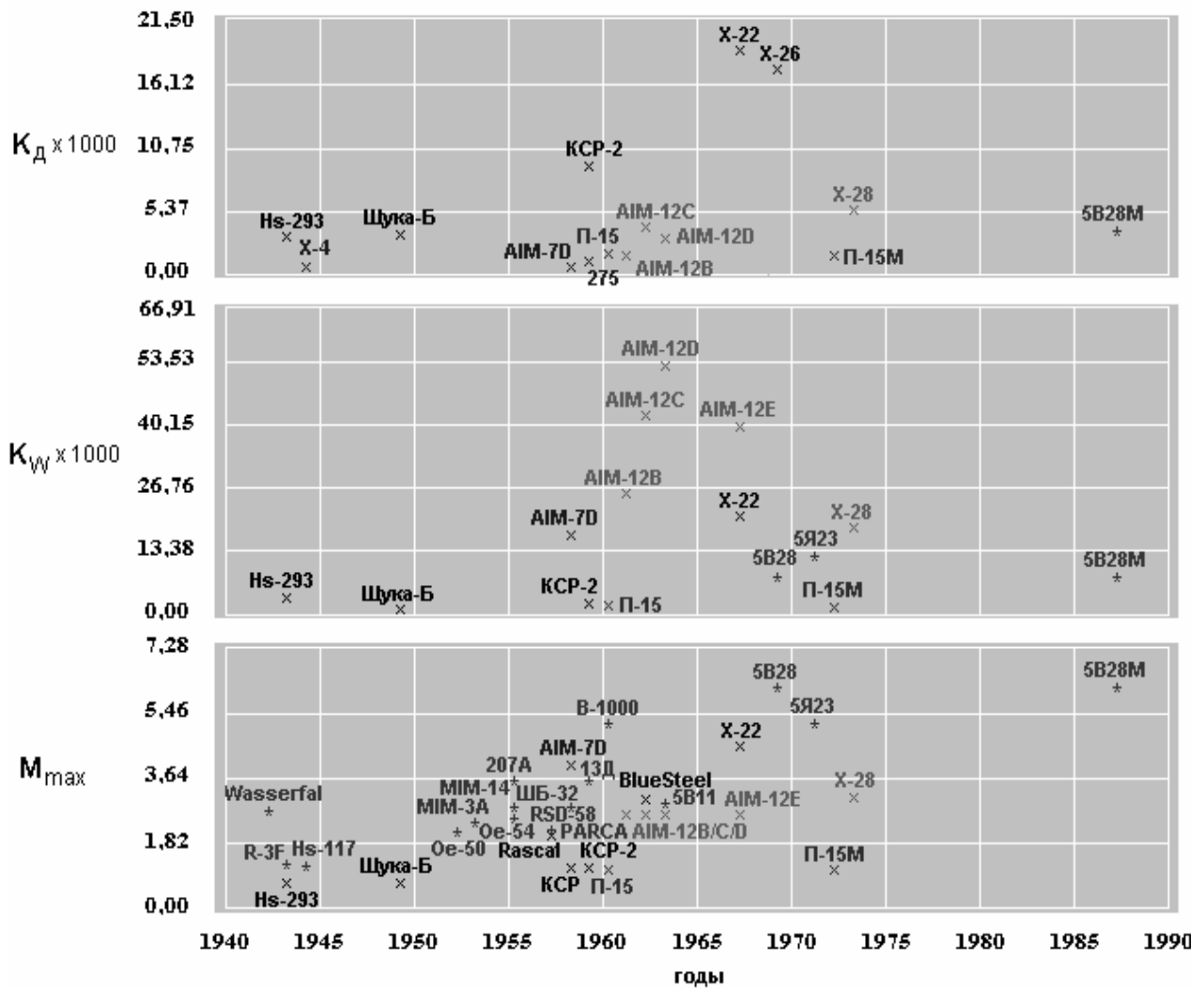


Рис. 1. Развитие энергетического совершенства атмосферных БЛА с ЖРДУ

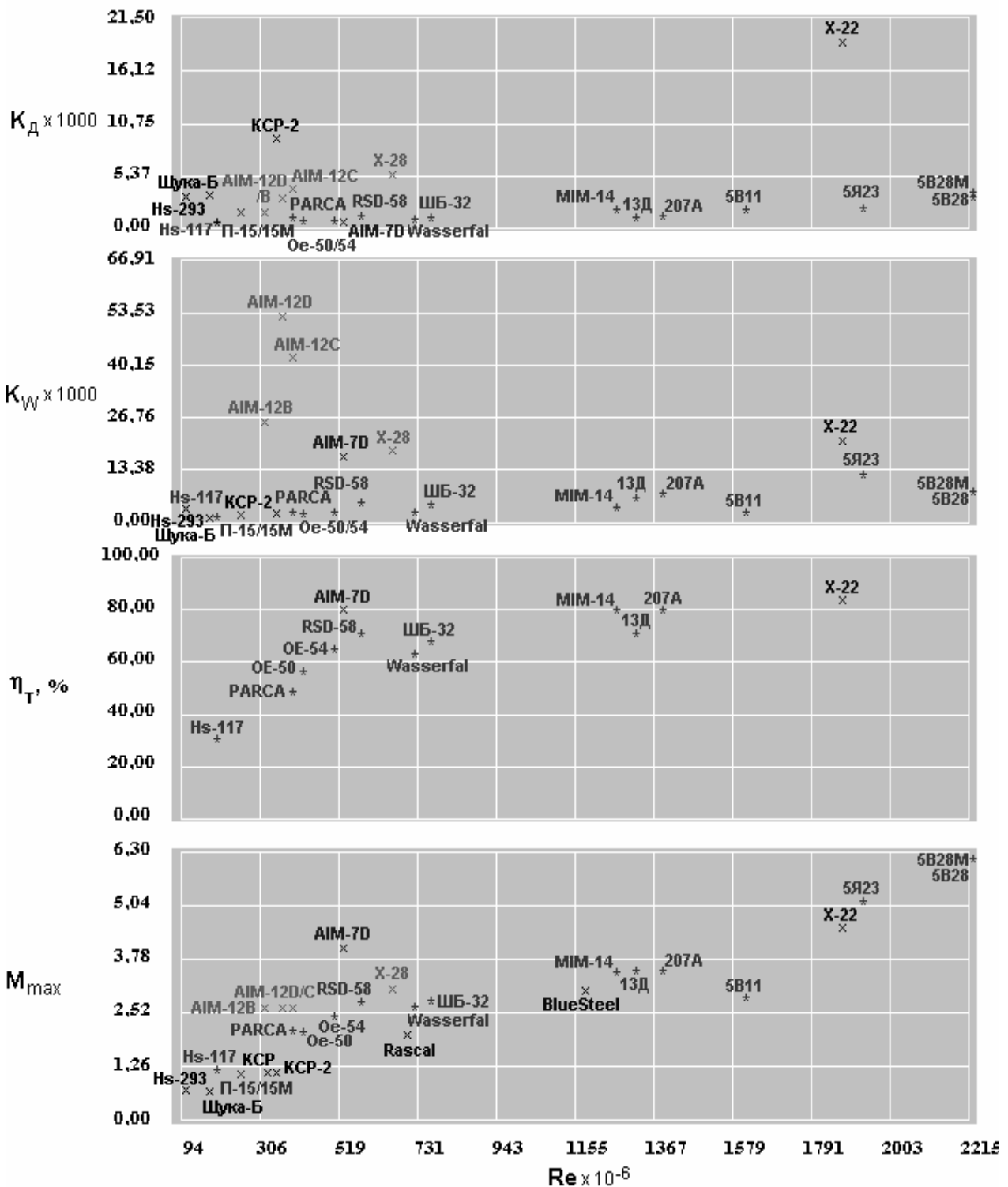


Рис. 2. Критериальные оценки энергетического и скоростного совершенства в зависимости от характерного числа Рейнольдса атмосферных БЛА с ЖРДУ

В случае ракетных истребителей достижение в кратковременном режиме значительного преимущества в скорости позволяло отчасти компенсировать ограничение боевого маневрирования единственным

заходом на воздушную цель. Недостижимая для самолетов с иными типами двигателей тяговооруженность обуславливала при этом необходимый запас высотности и скороподъемности.

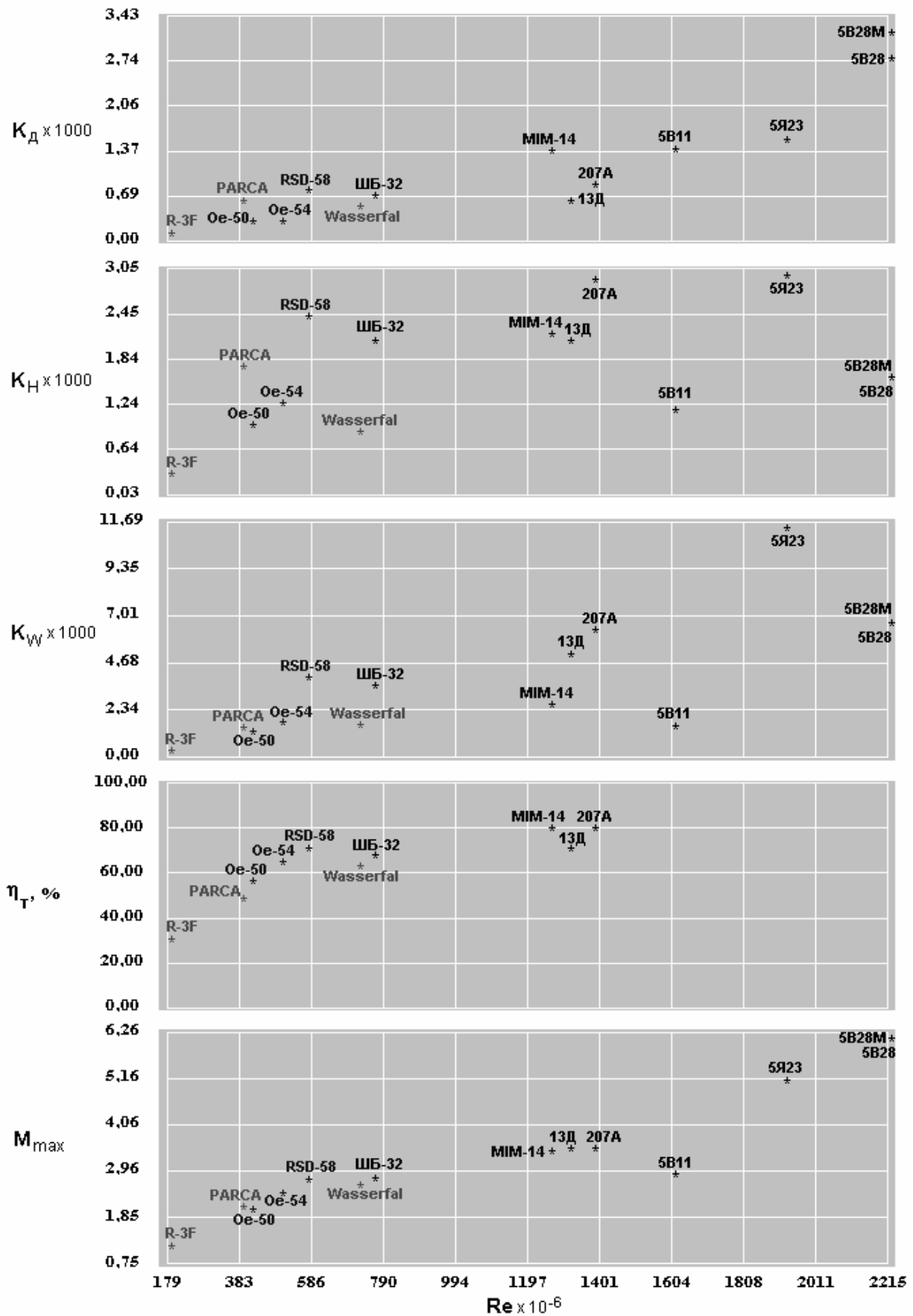


Рис. 3. Критериальные оценки энергетического и скоростного совершенства ЗУР в зависимости от характерного числа Рейнольдса ЛА

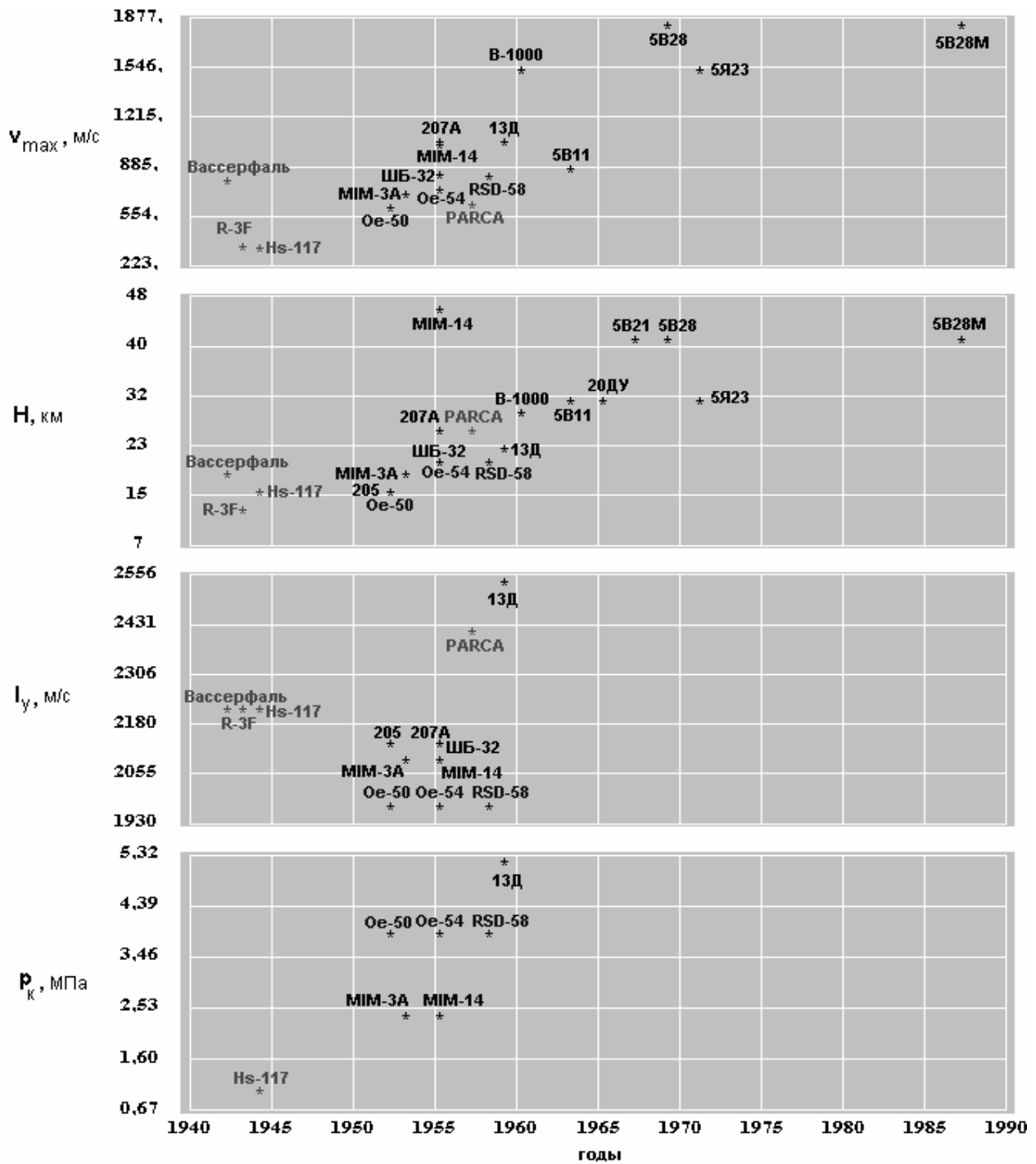


Рис. 4. Развитие комплексного энергетического совершенства ЗУР с ЖРДУ в размерных параметрах

Первоначально целью создания экспериментальных ракетопланов было проведение опережающих исследований высоких сверхзвуковых скоростей. Необходимое полетное время обеспечивалось условиями воздушного старта с самолета-носителя. Затем, по мере наращивания энергетики ДУ, в данном классе возникли суборбитальные двухступенчатые

системы. Для выхода на круговую околоземную орбиту требовалось (рис. 6), исходя из непреодолимых скоростных ограничений атмосферного участка траектории, увеличение характерного линейного размера аппарата, что влекло за собой рост массы аэробаллистической ступени в 3-й степени. Подходящих по грузоподъемности самолетов-носителей в

тот период не существовало. Сомнительная альтернатива одноразовым РН в виде орбитального самолета так и не была доведена до реализации.

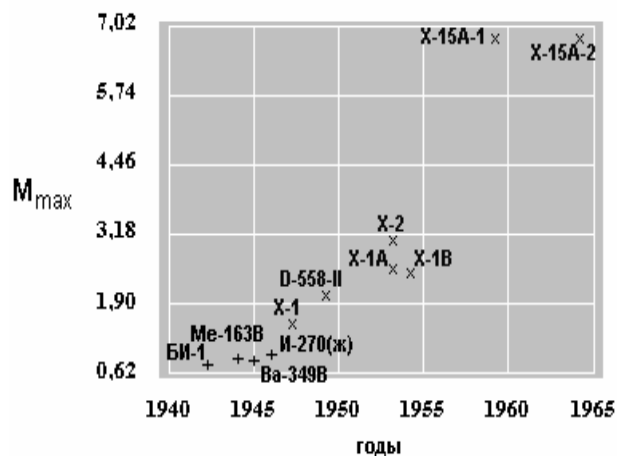


Рис. 5. Развитие скоростных возможностей ракетных самолетов:

- ⊕ – истребители-перехватчики;
- ⊗ – экспериментальные ракетопланы NASA.

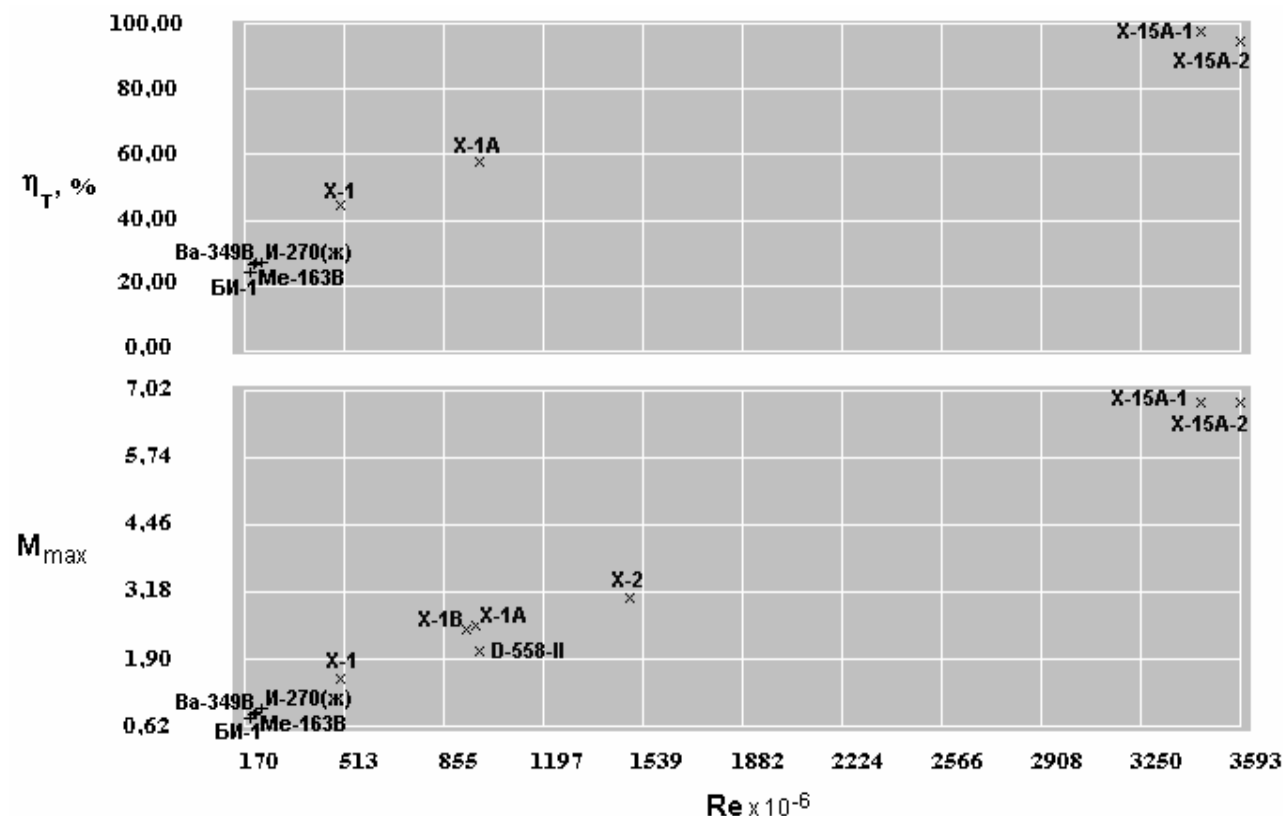


Рис. 6. Критериальные показатели максимальных режимов полета ракетных самолетов в атмосфере (обозначения на рис. 5)

Таким образом, метод, основывающийся на применении апробированных технических решений, спо-

Заключение

1. Метод критериальных оценок основывается на общем походе теории размерности и подобия и, вследствие этого, не связан с какими-либо принципиальными ограничениями, обусловленными спецификой ракетных летательных аппаратов.

2. Использование критериальных комплексов 1 – 5 позволяет на ранних стадиях проектирования формализовать решение задачи формирования облика объектов традиционных и принципиально новых типов в соответствии с заданными ТТХ: массой ПН, дальностью, скоростью и высотой полета, способом запуска. Нахождение известных аналогов с помощью соответствующих критериальных комплексов позволяет далее определить характерные линейные размеры, стартовую массу, исходя из условий геометрического подобия, тип ДУ и т.п.

собствует снижению стоимости ранних стадий проектирования и сопутствующего технического риска.

3. Предложенный метод пригоден для проведения научно-технической экспертизы объектов с неизвестными функциональными свойствами, т.е. может быть применен к решению задач реконструктивного анализа.

Литература

1. Амброжевич М.В., Карташев А.С., Яшин С.А. Критериальные оценки транспортного совершенства летательных аппаратов с баллистическими и орбитальными траекториями полета // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2006. – Вып. 4 (30). – С. 25-30.

2. Первов М. Отечественное ракетное оружие. 1946-2000. [Электронный ресурс], 1 электрон. оптич. диск (CD-R). – 1999. Верстка, дизайн ООО «АКС-Конверсалт».

3. Двигатели. 1944-2000. Авиационные, ракетные, морские, промышленные (справочное изд-е). – М.: АКС-Конверсалт, 2000. – 407 с.

4. Кенрайт Р. Опыт разработки топлива для снаряда «Ника Аякс» // *Вопросы ракетной техники*. – 1958. – № 3. – С. 129-134.

5. Шевелюк М.И. Теоретические основы проектирования жидкостных ракетных двигателей. – М.: Оборонгиз, 1960. – 684 с.

6. Шунков В.Н. Ракетное оружие. – Минск: Попури, 2001. – 528 с.

7. Ганин С., Коровин В., Карпенко А., Ангельский Р. Ракетные комплексы ПВО страны // *Авиация и космонавтика*. – 2002. – № 12. – С. 4-22, 30-40.

8. Ганин С., Коровин В., Карпенко А., Ангельский Р. Система С-75 // *Техника и вооружение*. – 2002. – № 10. – С. 24-28; № 12. – С. 1-8; 2003. – № 1. – С. 22-26; № 2. – С. 12-18; № 3. – С. 6-11; № 4. – С. 22-26; № 5. – С. 8-12; № 6. – С. 10-15; № 7. – С. 23-29; № 8. – С. 20-24.

9. Ганин С., Ангельский Р. Система «Даль» // *Техника и вооружение*. – 2002. – № 7. – С. 12-22.

10. Ангельский Р., Коровин В. Отечественные управляемые ракеты «воздух-воздух» // *Авиация и*

космонавтика. – 2001. – № 1. – С. 1-11; 2002; № 11. – С. 11-12.

11. Соколовский Г.А., Захаров Ю.К., Ватолин В.В., Иванов П.П. Государственное МКБ «Вымпел» им. И.И. Торопова: родом из Великой Отечественной // *Полет*. – 2005. – № 5. – С. 118-121.

12. Нит В., Пейдж К. Жидкостные ракетные двигатели с предварительной заправкой топливом // *Вопросы ракетной техники*. – 1962. – № 11. – С. 19-31.

13. Семенов В. Тактические управляемые ракеты класса «воздух-поверхность» // *Зарубежное военное обозрение*. – 1981. – № 5. – С. 50-57.

14. Гартманн Х. Ракетные двигатели SEPR // *Вопросы ракетной техники*. – 1957. – № 2. – С. 164-168.

15. Иностранные авиационные двигатели: Справочник. – М.: Ин-т им. П.И. Баранова, 1956. – 263 с.

16. Иностранные авиационные и ракетные двигатели: Справочник. – М.: Ин-т им. П.И. Баранова, 1961. – 443 с.

17. Форд Р. Немецкое секретное оружие во второй мировой войне. – М.: ООО «Изд-во АСТ», «Изд-во Астрель», 2002. – 141 с.

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

19. Мошкин Е.К. Развитие отечественного ракетного двигателестроения. – М.: Машиностроение, 1973. – 256 с.

20. Eyermann K.H. MIG Flugzeuge. – Traspres VEB Verlag für Verkerswesen Berlin, 1988. – 196 p.

21. Грин В., Кросс Р. Реактивные самолеты мира – М.: Изд-во иностранной литературы, 1957. – 283 с.

22. Иностранные авиационные и ракетные двигатели: Справочник. – М.: Ин-т им. П.И. Баранова, 1964. – 533 с.

23. Цихош Э. Сверхзвуковые самолеты. – М.: Мир, 1983. – 432 с.

Поступила в редакцию 5.07.2006

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