

УДК 629.735.33

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

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

## КРИТЕРИАЛЬНЫЕ ОЦЕНКИ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО СОВЕРШЕНСТВА ДВУХСТУПЕНЧАТЫХ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Приведен сопоставительный анализ двухступенчатых беспилотных летательных аппаратов (2С БЛА) с целью систематизации обширного многообразия технических решений в данной сфере. Оценка транспортного совершенства получена на основании общих подходов теории размерности и подобия. Проведен структурный анализ сложившейся ситуации в сфере 2С БЛА, выявлены основные тенденции развития данного направления. Представлены результаты исследования в виде графического материала. Применение методики представляется целесообразной для корректировки ранних стадий проектирования 2С БЛА.

**Ключевые слова:** стартовый ускоритель, беспилотный летательный аппарат, транспортная система, пусковое устройство, двигательная установка, допустимая перегрузка, метод подобия и размерности, критерии подобия, энергетическое совершенство.

### Введение

Использование стартовых ускорителей (СУ) в качестве средства введения в полет аэродинамических БЛА, оставаясь принципиальным заимствованием из области пилотируемой авиации, привнесло, тем не менее, в ряде случаев специфические изменения в траекторно-энергетический баланс соответствующих транспортных систем (ТС). БЛА легкого класса, в силу своих пропорционально ограниченных энергетических возможностей, в составе ТС с повышенными требованиями к дальности полета нуждались в значительно больших энергетических возможностях СУ для достижения характерных для «большой» авиации высот и скоростей крейсерского полета. В результате возник подкласс двухступенчатых (2С) БЛА с энергобалансом, подобным аэробаллистическим ракетам. В связи с этим энергетическое совершенство ступени выведения (т.е. СУ) приобрело значимость доминирующего фактора при проектировании 2С БЛА.

По аналогии с [1 – 3] в представленной статье представлен метод критериальных оценок, адаптированный к специфической траекторной энергетике 2С БЛА и продемонстрированы некоторые его возможности на основе выборки ТТХ известных образцов [4 – 9 и др.].

### 1. Критериальные оценки облика 2С БЛА

Аналогично [1 – 3] критерием энергетического совершенства ТС БЛА–СУ может служить характе-

ристика полноты использования полезной энергии по отношению к затрачиваемой.

Энергетическое совершенство системы старта 2С БЛА со СУ, с учетом условий ввода в полет до момента сброса ускорителя может оцениваться на основе критерия энергетического совершенства (КЭС) следующего вида:

$$K_c = \frac{E_k + E_{\Pi}}{E_3} = \frac{m_{\text{БЛА}} V^2}{2} + m_{\text{БЛА}} g h_{\text{сбр}}}{m_{\text{СУ}} H_U}, \quad (1)$$

где  $E_k$ ,  $E_{\Pi}$ ,  $E_3$  – энергии: кинетическая, расходуемая в процессе набора высоты и суммарная, затрачиваемая траекторного движения;  $m_{\text{БЛА}}$ ,  $m_{\text{СУ}}$  – масса БЛА и СУ;  $H_U$  – низшая теплотворная способность ракетного топлива;  $h_{\text{сбр}}$  – высота сброса СУ; начальная скорость БЛА;  $g$  – ускорение свободного падения.

Функциональный облик 2С БЛА может быть определен на основе следующего набора критериев:

1.1) предельно допустимой стартовой перегрузкой:  $n$  (прочностными свойствами);

1.2) максимальным значением чисел Маха:  $M_{\text{max}}$  (воздействием волнового сопротивления);

1.3) масштабным числом Рейнольдса (уровнем воздействия вязкого сопротивления среды):

$$Re = \frac{V_{\text{max}} L_{\text{БЛА}}}{\nu}, \quad (2)$$

где  $L_{\text{БЛА}}$  – характерный линейный размер ЛА;  $\nu$  – коэффициент кинематической вязкости для соответствующей высоты полета.

На рис. 1 – 4 представлены критериальные оценки множества 2С БЛА наземного старта [4 – 9] в трехпараметрическом пространстве функций  $K(n, M_{\max}, Re)$  с нормой (1). Для отображения сменны приоритетов в зависимости от года проектирования используются также хронологические координаты.

## 2. Анализ развития энергетического совершенства 2С БЛА методом норм

КЭС вида (1) позволяет отследить динамику прогресса в области 2С БЛА (рис. 1). Можно констатировать пик развития БЛА в 1990-х г.г., обусловленный достижениями в области миниатюризации авионики. В последние несколько лет заметно проявляется тенденция к замедленному появлению новых образцов 2С БЛА. Это объясняется более активным использованием военными ПУ как менее заметного средства запуска; возникшей потребностью в гражданских БЛА, которая не может быть удовлетворена внедрением 2С БЛА; а также тем фактом, что применение СУ характеризуется многократным вложением средств, и в результате накопленная стоимость запуска за пару лет может составить две стоимости ПУ.

Несмотря на прогрессирующую миниатюризацию и тот факт, что масса современного полноценного тактического БЛА не превышает 70 кг, в выборке отсутствуют легкие аппараты. Следовательно, высокая энергетика пиротехнического старта прием-

лема для тяжелых ударных БЛА (RGM-6 Regulus).

Наибольшим энергетическим совершенством среди 2С БЛА, запускаемых с помощью СУ, обладают аппараты с турбореактивными двигателями (ТРД). БЛА с поршневыми двигателями (ПД) значительно отстают по показателям и остаются прерогативой ПУ (рис. 2 – 4).

Относительно высокое время работы СУ (2,5–5 с) позволяет не только повысить энергетику 2С БЛА (CL-89, RQ-2 Pioneer), но и снизить затраты бортовых запасов горючего при достижении необходимых высотно-скоростных характеристик, и тем самым увеличить эффективность процесса транспортировки полезной нагрузки (ПН).

2С БЛА, запускаемые мощными СУ (рис. 2), требуют твердотельное бортовое радиоэлектронное оборудование (БРЭО) в связи с высокими стартовыми перегрузками, несмотря на то, что при последующих режимах полета перегрузка не будет достигать таких значений.

Это приемлемо для рекуперированных разведывательных аппаратов (BQM-167 Skeeter) и в большей степени не оправдано для одноразовых мишеней, стартующих с поверхности с перегрузкой до 40 g (GQM-163 Coyote).

Значительно опережают своих конкурентов по энергетике двухступенчатые системы с двумя СУ (RGM-6 Regulus и Ту-123 Ястреб), но вместе с тем подобная схема размещения СУ, требует решения других технических проблем, например разнотя-

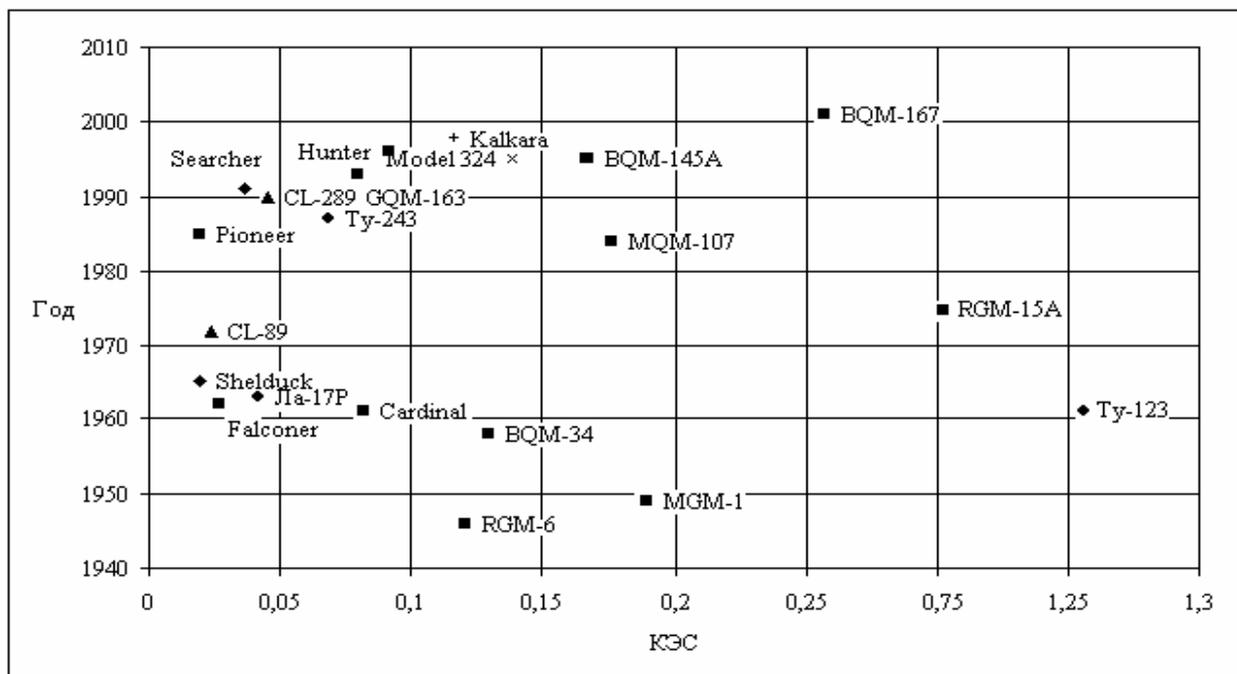


Рис. 1. Развитие энергетического совершенства 2С БЛА. Разработчик: ■ – США, ◆ – Израиль, ♦ – Россия, + – Австралия, × – Египет, ▲ – Канада

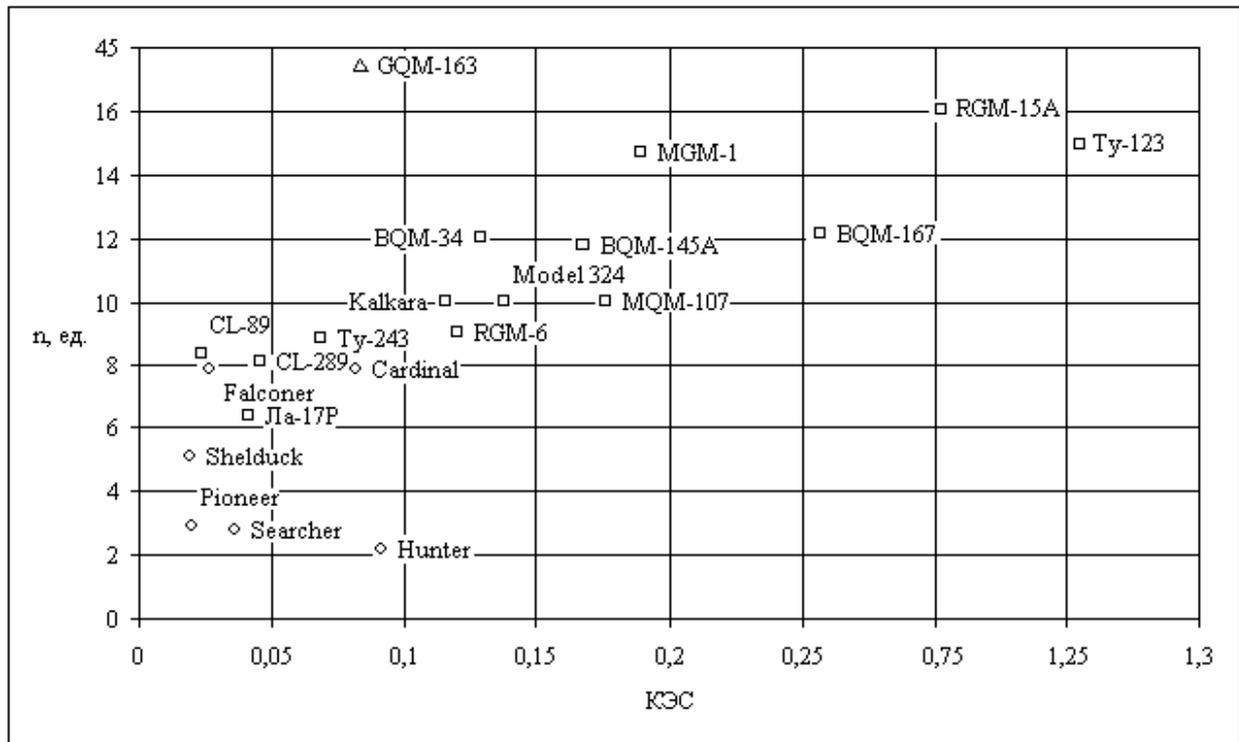


Рис. 2. Развитие энергетического совершенства 2С БЛА в зависимости от стартовой перегрузки

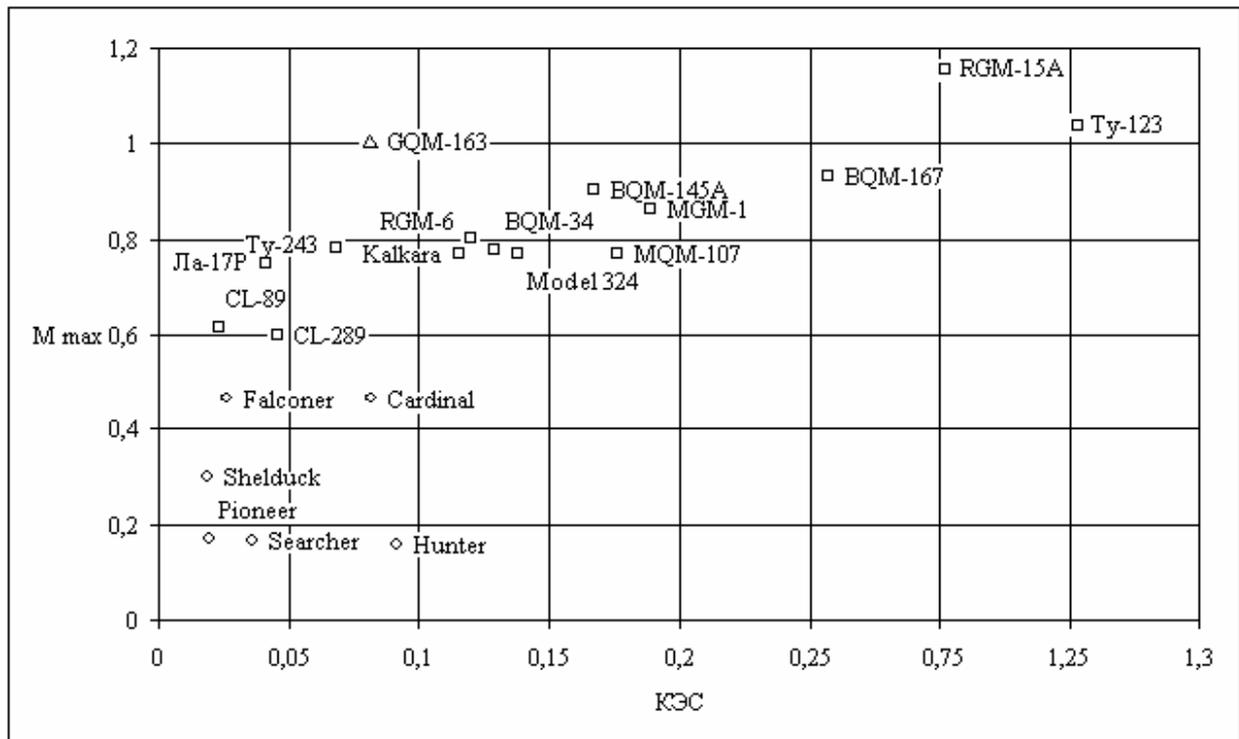


Рис. 3. Развитие энергетического совершенства 2С БЛА в зависимости от максимальной скорости полета

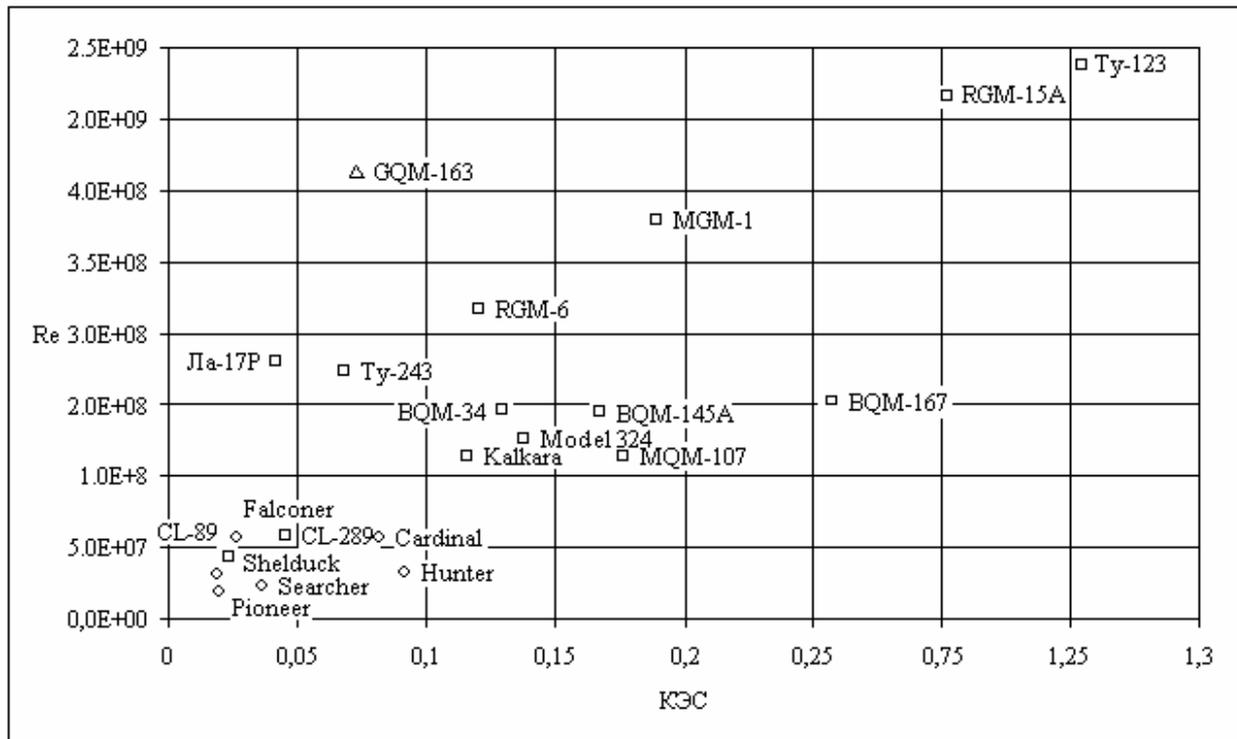


Рис. 4. Развитие энергетического совершенства 2С БЛА в зависимости от характерного числа Рейнольдса.

Тип ДУ БЛА: □ – ТРД, ◇ – ПД, △ – ПВРД

Наибольшую полноту использования полезной работы при запуске БЛА с поверхности можно добиться для высокоскоростных аппаратов (рис. 3).

Максимальный скоростной режим обтекания вязким потоком двухступенчатых ТС находится в прямой зависимости от энергетических возможностей их стартовых составляющих (рис. 4). Следовательно, с увеличением линейных размеров 2С БЛА, а значит и его стартовой массы, требуется наращивать начальную кинетическую энергию за счет увеличения тяги СУ (MGM-1 Matador, Ty-123 Ястреб).

### Заключение

Предложенный критерий (1) показывает, что высокое энергетическое совершенство системы БЛА–СУ при прочих равных условиях достигается у аппаратов средней массы (250 – 650 кг) с использованием мощного СУ высокого времени действия при большом угле ввода в полет.

Полученные результаты свидетельствуют о перспективности направления пиротехнического старта тяжелых БЛА. Применение СУ позволяет заполнить обширную нишу запускаемых с поверхности БЛА в широком диапазоне масс от 100 кг до 35 000 кг. Данный факт свидетельствует о большом преимуществе пиротехнического старта по сравнению с катапультным. Выбор же военных в пользу

старта с ПУ в большей степени продиктован неспособностью решить задачу скрытного пуска.

Предложенный метод применения функционального анализа на основе имеющихся критериальных комплексов может быть расширен на класс пилотируемых ЛА, стартующих с помощью СУ с поверхности.

Возможно применение представленного анализа для качественного сравнения лицензионных вариантов, воспроизводимых в других государствах (например, американский MQM-107 Streaker и австралийская Kalkara).

Метод позволяет оценить тенденции развития обозначенного класса объектов.

В условиях высокой затратности проектирования нового образца твердотопливного СУ, метод позволяет исходя из условий геометрического подобия подбирать СУ, наилучшим образом удовлетворяющий условиям энергетического совершенства ТС в целом.

### Литература

1. Амброжевич М.В. Критериальные оценки транспортного совершенства летательных аппаратов с баллистическими и орбитальными траекториями полета / М.В. Амброжевич, А.С. Карташев, С.А. Яшин // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2006. – № 4 (30). – С. 25-30.

2. Амброжевич М.В. Критериальные оценки энергетического совершенства атмосферных ракетных ЛА / М.В. Амброжевич, А.С. Карташев, С.А. Яшин // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2006. – № 5 (31). – С. 21-29.

3. Амброжевич М.В. Критериальные оценки транспортного и скоростного совершенства аэродинамических летательных аппаратов / М.В. Амброжевич, А.С. Карташев, С.А. Яшин // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2006. – № 6 (32). – С. 19-23.

4. Василин Н.Я. Беспилотные летательные аппараты / Н.Я. Василин. – Мн: ООО «Попурри», 2003. – 272 с.

5. Матусевич А.Н. Советские беспилотные самолеты-разведчики первого поколения. История. Конструкция. Вооружение. Боевое применение / А.Н. Матусевич. – М: АСТ, Мн: Харвест, 2002. – 48 с.

6. Сведения о БЛА [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.designation-systems.net>.

7. Сведения о БЛА [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.sinodefence.com>.

8. Сведения о БЛА [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.globalsecurity.org>.

9. Сведения о БЛА [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.airwar.ru>.

Поступила в редакцию 26.05.2008

**Рецензент:** д-р физ.-мат. наук, проф., проф. кафедры А.В. Бастеев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

### КРИТЕРІАЛЬНІ ОЦІНКИ ЕНЕРГЕТИЧНОЇ ДОСКОНАЛОСТІ ДВОСТУПЕНЕВИХ БЕСПЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

*М.В. Амброжевич, А.С. Карташов, В.О. Середя, С.А. Яшин*

Приведений порівняльний аналіз двохступневих беспілотних літальних апаратів (2С БЛА) з метою систематизації великого різноманіття технічних рішень у даній сфері. Оцінка транспортної досконалості отримана на підставі загальних підходів теорії розмірності і подібностей. Проведений структурний аналіз складеної ситуації у сфері 2С БЛА, виявлені основні тенденції розвитку даного напрямку. Представлені результати дослідження у вигляді графічного матеріалу. Застосування методики уявляється доцільною для корегування ранніх стадій проектування 2С БЛА.

**Ключові слова:** стартовий прискорювач, беспілотний літальний апарат, транспортна система, пусковий пристрій, рушійна установка, припустиме перевантаження, метод подібностей і розмірності, критерії подібностей, енергетична досконалість.

### CRITERIAL ESTIMATIONS OF POWER PERFECTION OF TWO-STAGE UNMANNED AERIAL VEHICLE

*M.V. Ambrozhevitch, A.S. Kartashev, V.A. Sereda, S.A. Yashin*

The comparative analysis of two-stage unmanned aerial vehicle (2S UAV) is resulted with the purpose of ordering extensive variety of technical decisions in the given sphere. The estimation of transport perfection is received on the basis of the general approaches of the theory of dimension and similarity. The structural analysis of a developed situation in sphere 2S UAV is lead, the basic tendencies of development of the given direction are revealed. Results of research as a graphic material are submitted. Application of a technique is represented expedient for updating early design stages 2S UAV.

**Key words:** booster, unmanned aerial vehicle, transport system, launching device, propulsion device, permissible overload, method of similarity and dimension, criteria of similarity, energy perfection.

**Амброжевич Майя Владимировна** – канд. техн. наук, доцент кафедри аэрокосмической теплотехники факультета авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

**Карташев Андрей Сергеевич** – научный сотрудник кафедры ракетных двигателей факультета ракетно-космической техники Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: [Ankara@ukr.net](mailto:Ankara@ukr.net).

**Середя Владислав Александрович** – аспирант кафедры ракетных двигателей факультета ракетно-космической техники Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: [m\\_o\\_s\\_i\\_n@ukr.net](mailto:m_o_s_i_n@ukr.net).

**Яшин Сергей Анатольевич** – заведующий отделом проектно-конструкторских работ НИИ ПФМ ХАИ, Харьков, Украина.