

В. А. СЕРЕДА

**КОНЦЕПЦИЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОМПАКТНЫХ НАЗЕМНЫХ ПУСКОВЫХ УСТРОЙСТВ
ДЛЯ ЗАПУСКА БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

Сформулирована проблематика ввода в полет с поверхности беспилотного летательного аппарата за счет внешней энергетики. Записана полезная функция, а также общие и частные управляющие параметры наземных пусковых устройств (НПУ). Приведены кинематические схемы НПУ различного типа, полученные в результате модернизации. Описана лежащая в основе метода оптимизации длины направляющей комплексно-сопряженная модель катапульт. Изложен принцип параметрического поиска закона распределения тягового усилия путем нормирования работы расширения в определенном интервале.

Ключевые слова: пусковое устройство, полезная функция, параметрическая оптимизация, характеристический критерий, управляемые параметры, комплексная модель.

Введение. Наземные пусковые устройства (НПУ, катапульты) являются безальтернативным средством ввода в полет беспилотных летательных аппаратов (БЛА) в классе комплексов безаэродромного базирования. Целью проектирования НПУ любого типа является получение наилучшего технического решения, которое может выражаться материальными, временными, энергетическими и пр. параметрами. Массогабаритные показатели НПУ существенным образом влияют на ТТХ комплекса в целом. Анализ проблемно ориентированной информации однозначно свидетельствует об отсутствии формализованных подходов к проектированию компактных наземных катапульт.

Ключевая роль в составе проектного инструментария принадлежит методам оптимизации динамических характеристик НПУ в условиях взаимодействия трансмиссии и привода. Быстропеременная специфика рабочего процесса требует отображения в соответствующей физико-математической модели нестационарных пространственно неоднородных явлений. Поэтому, в предложенной, далеко не приближенной постановке, задача определения наилучших динамических характеристик требует дальнейшего развития методов оптимизации.

Постановка задачи оптимизации. Существует широчайшее многообразие НПУ, базирующихся на различных физических принципах создания тягового усилия (механические, пиротехнические и пневматические). В данном исследовании ограничимся рассмотрением НПУ с расширительными машинами на холодном рабочем теле, обладающими наиболее высокими энергетическими показателями. Ограниченный объем запасенного рабочего тела (в баллоне) является причиной регрессии тягового усилия. Для достижения минимальной начальной скорости БЛА возникает необходимость наращивания длины направляющей.

Увеличение длины участка разгона в конечном итоге приводит к необходимости создания (двух- или трех-) многосекционных направляющих (например, ADLR-021 – «Adcom», MC2555LR – «Robonic», K12ИЗ – «Взлет») длиной свыше 20 ... 23 м. Такие конструкции имеют ряд существенных эксплуатационных недостатков, которые нивелируют достигнутый положительный эффект. Габаритные многосекционные направляющие обладают низкой мобильностью и требуют значительного времени приведения в работоспособное состояние.

Увеличение тягового усилия привода НПУ за счет повышения рабочего давления также неприемлемо, поскольку влечет за собой пропорциональный рост стартовой перегрузки. В конечном итоге стоимость наземной составляющей авиационного комплекса снижается, однако стоимость собственно БЛА возрастает в разы. В условиях массового применения БЛА, тем более в гражданском секторе, использование твердотельного бортового радиоэлектронного оборудования нерационально.

Таким образом, пневматические НПУ требуют разработки инструментария для оптимизации динамических характеристик. Под этим термином понимается такое проектирование, цель которого состоит в создании НПУ, выполняющего заданную полезную функцию и имеющего минимальную длину направляющей $L \rightarrow x$. Независимо от физического принципа создания тягового усилия, полезная функция НПУ сводится к приданию начальной скорости БЛА определенной массы при ограничении по стартовой перегрузке:

$$\bar{\Phi} = \{V_0, m_{БЛА}\}, n_x(x) < n_{x\text{ ПД}}, \forall x \in L, \quad (1)$$

где V_0 – начальная скорость БЛА; $m_{БЛА}$ – взлетная масса БЛА; $n_{x\text{ ПД}}$ – предельно допустимая продольная стартовая перегрузка.

Для выполнения полезной функции привод НПУ должен совершить определенную работу по разгону БЛА вдоль направляющей. Исходя из определения работы $A = FL$, ее полностью определяет закон распределения тягового усилия НПУ $F = f(x)$. Таким образом, эквивалентным выражением качества объекта проектирования (целевой функцией), является совершение максимальной работы по разгону БЛА на участке направляющей $A = m_{БЛА} n_x g L \rightarrow \max$. Поэтому, в задаче проектирования компактных НПУ искомая функция известна и имеет весьма тривиальный вид – линейный закон распределения тягового усилия (эквивалентно $n_x = \text{const}$).

В задаче оптимизации в качестве управляемых параметров, оказывающих максимальное влияние на целе-

вую функцию, не могут быть приняты общие характеристики НПУ, поскольку их влияние на закон распределения тягового усилия ограничивается 3 %. Такими параметрами являются показатели рабочего тела $\overline{P}_{PT}$ и запускаемого груза $\overline{P}_{БЛА}$:

$$\overline{P}_O = \{\overline{P}_{PT}, \overline{P}_{БЛА}\} = \{R, T_0, d_M, W_B, \theta, \alpha\}, \quad (2)$$

где R – газовая постоянная; T_0 – начальная температура газа; d_M – диаметр магистрали подвода рабочего тела; W_B – объем баллона; θ – угол пуска (наклона направляющей к горизонту); α – угол атаки (установки БЛА на направляющей).

Заметного влияния на закон распределения тягового усилия можно добиться только глубокой модернизацией рабочего процесса катапульты (табл. 1), которая невозможна без внесения радикальных конструктивных изменений в облик устройства [1 – 6]. Поэтому в качестве управляемых параметров могут быть приняты только частные параметры НПУ, выражаемые функциями передаточного отношения (трансмиссии $\overline{P}_T$) или органов газораспределения (привода $\overline{P}_П$).

$$\overline{P}_Ч = \{\overline{P}_T, \overline{P}_П\} = \{y, \alpha_H, x_{1...3}, d, l, S_{1...4}\}, \quad (3)$$

где y – высота копира; α_H – начальный угол наклона троса; $x_{1...3}$ – координата окна подвода газа; d – диаметр окна сброса давления; l – расстояние между поршнями; $S_{1...4}$ – площади секций телескопа.

Несмотря на универсальный подход к оптимальному проектированию, непосредственно постановка задачи носит персонифицированный характер применительно к конкретному типу трансмиссии или привода НПУ. В табл. 1 представлена структурная схема адаптации к заданным динамическим характеристикам катапультных устройств за счет модернизации трансмиссии или привода катапульты и соответствующие параметры, подвергающиеся поиску вследствие решения задачи оптимизации.

Одним из основных этапов решения задачи оптимизации является построение физико-математической модели (ФММ), которая описывает взаимосвязь внутрисистемных переменных. Предшественниками решалась задача исходя из квазистационарных представлений о физике процессов в расширительной машине. При этом используются представления о среднеинтегральных по крупным элементам объема проточной части цилиндра НПУ равновесных характеристиках и, исходя из этого, находились частные параметры трансмиссии $\overline{P}_T$ или привода $\overline{P}_П$.

Правомочность такой модели далеко не бесспорна по причине больших погрешностей в определении энергетических характеристик. Предлагается метод оптимального проектирования НПУ, где в качестве расчетного инструментария используются континуальные неоднородные модели (рис. 1), описывающие нестационарное течение среды по тракту ИТМ системой дифференциальных уравнений в частных производных по времени и пространственным координатам, выражающие локальное проявление основных законов сохранения.

Модель течения в газодинамическом тракте расширительной машины НПУ описывается 7-ю уравнениями переноса, записанными в потоковом виде: 1 – массы в целом; 2 – концентрации свежего заряда; 3 – энтропии; 4 ... 6 – импульса; 7 – энергии. Потоковая, или дивергентная форма записи удобна для получения унифицированной формы представления всех уравнений:

$$\frac{\partial \overline{F}}{\partial t} + \vec{\nabla} \overline{\Phi} = \sum_{n=1}^{M_M} \left(\frac{\partial \overline{F}}{\partial t} \right)_{(n)} + \sum_{n=1}^{M_C} \overline{\Delta}_{(n)}, \quad (4)$$

где $\overline{F} = \rho \left\{ 1, \omega, S, \vec{w}, \varepsilon^0 \right\}$ – обобщенные потоковые вектор-матрицы; $\vec{\Phi} = \sum_{k=1}^3 \vec{i}_k \overline{\Phi}_k$ – вектор-матрица конвективных и волновых процессов; $\overline{\Phi}_k = \overline{F} w_k + p(0, 0, 0, \delta_{1,k}, \delta_{2,k}, \delta_{3,k}, w_k)$ – проекции вектор-матрицы конвективных и волновых процессов на оси координат; $\overline{\Delta}_{(n)} = \left\{ 0, \frac{\partial(\rho\omega)}{\partial t}, \frac{\partial(\rho S)}{\partial t}, \vec{f}, \frac{\partial(\rho\varepsilon^0)}{\partial t} \right\}_{(n)}$ – вектор-матрица «свободных» источников-стоков (ИС); $\vec{w} = \{w_1, w_2, w_3\}$ – вектор скорости; $\vec{f} = \{f_1, f_2, f_3\}$ – вектор напряженности поля массовых сил; f_1, f_2, f_3 – проекции вектора напряженности; ρ – плотность; ε^0 – внутренняя энергия по полным параметрам; M_M – общее число групп ИС, обусловленных субстанциональным переносом; M_C – общее число групп «свободных» ИС; $\vec{i}_k$ – орты прямоугольной системы координат; k – индекс направления в пространстве; $(...)_{(n)}$ – индексы групп особенностей.

В комплект условий однозначности решения векторно-матричного уравнения унифицированной модели течения входят начальные и граничные условия, термическое и калорическое уравнения состояния, соотношения интенсивности ИС. Для решения подсистемы уравнений (4) применяется конечно-разностная модифицированная для граничных ячеек расчетной подобласти схема С. К. Годунова на регулярной временной сетке. Факторы рабочего процесса различной физической природы отображаются аппаратом ИС массы, импульса и энергии

двух типов: субстанциональных и «свободных».

Таблица 1 – Функции передаточного отношения (трансмиссии) и органов газораспределения (привода) различных НПУ

НПУ с вариатором копирного типа [1]	$y = f(x)$	НПУ с вариатором полиспастного типа [2]	α_H
НПУ с многоразовым подводом рабочего тела вдоль цилиндра [3]	$x_{1...3}$	НПУ с демпфирующей камерой, создающей заданный закон сопротивления [4]	d
НПУ с промежуточной камерой, играющей роль пневмопружины [5]	l	НПУ реализующая последовательное разложение секций телескопа [6]	$S_{1...4}$

Для отображения условий взаимодействия потока с трансмиссией в расчетной области задается система твердотельных масок, кинематика которых определяется решением уравнений динамики. Описание динамики подвижных элементов трансмиссии осуществляется на основании *уравнения Лагранжа II рода*. Удобство данного уравнения состоит в простой аппликации разнородных с точки зрения особенностей конструкции (табл. 1) и придания вследствие этого механической подмодели формальной однородности и простоты представления вне зависимости от физического принципа действия трансмиссии.

Концепция проектирования компактных НПУ. Одним из путей решения вариационной задачи, то есть задачи нахождения экстремали некоторого функционала при заданных граничных условиях, является сведение этой задачи к краевой для *дифференциального уравнения Эйлера* этого функционала. Возможность построения такого рода методов оптимизации на базе формального аппарата вариационного анализа ввиду многообразия форм рабочего процесса НПУ и соответствующих им систем уравнений, в общем случае – не линейных и выстроенных по принципу открытой архитектуры, не представляется сколько-нибудь реальным предприятием.

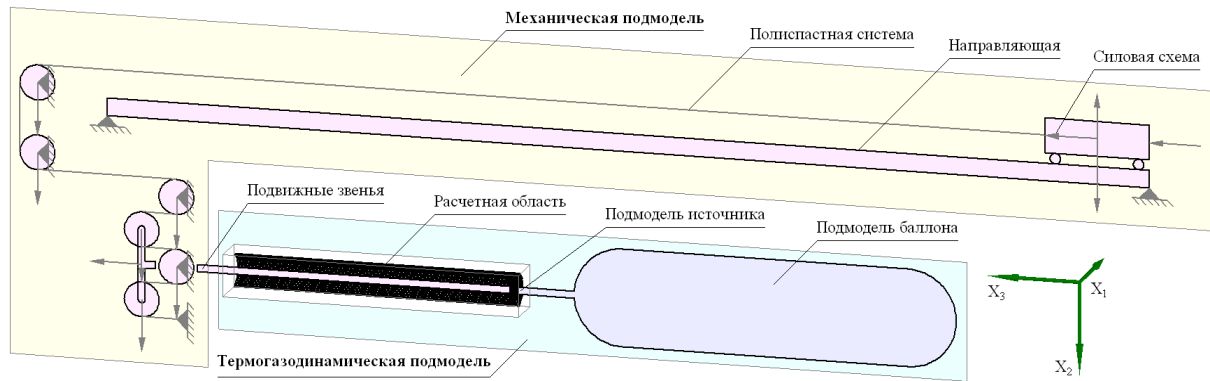


Рис. 1 – Структура комплексной физико-математической модели НПУ.

В связи с тем, что в данной постановке расчет ведется по готовому виду устройства, отпадает необходимость в поиске вариации функционала. Предлагается использование прямого одномерного дискретного метода условной параметрической оптимизации. Для определения уровня совершенства рабочего процесса НПУ при варьировании соответствующего параметра $\bar{P}_T$ или $\bar{P}_H$ применяется норма регрессии работы тепловой расширительной машины катапульты $\|\bar{F}L\| = |\bar{F}|L$.

При разгоне БЛА с постоянной продольной стартовой перегрузкой $n_x = \text{const}$ должна совершаться фиксированная работа $\bar{A}$, с точностью до константы соответствующая постоянному тяговому усилию привода $\bar{A} = \bar{F}L = \text{const}$. Эти параметры характерны для идеального случая, но реальная конфигурация катапульты, не соответствующая постоянной перегрузке, даст отклонение от нормы средней суммарной работы $A = F \cdot L = \text{var}$. Отсюда, норма неравновесного состояния работы расширительной машины НПУ имеет следующий вид:

$$\|(F_- - \bar{F})\Delta x\| = |F_- - \bar{F}|\Delta x, \quad (5)$$

где Δx – интервал нормирования; F_- – отклонение тягового усилия.

Подобно коэффициенту полноты индикаторной диаграммы поршневого двигателя внутреннего сгорания, который показывает степень соответствия реального двигателя идеальному, норма регрессии работы расширения привода НПУ может быть представлена в виде безразмерного критерия (аналога КПД) – коэффициента полноты циклограммы тяги (КПЦТ), на основании которого целесообразно проводить оценку рабочего процесса:

$$\kappa = \frac{A_-}{A}. \quad (6)$$

Наилучшими показателями компактности обладает катапульта, у которой значение управляемого параметра $\bar{P}_q^*$ обеспечивает максимальное значение КПЦТ $\kappa(\bar{P}_q^*)$ в области допустимых решений $D \neq \emptyset$. При этом множество допустимых решений $\bar{P}_q \in D$ задается ограничениями типа неравенств по предельно допустимой стартовой перегрузке $n_{x \text{ ПД}}$ и минимальной скорости ввода в полет БЛА $V_{0 \text{ min}}$:

$$\left\{ \kappa(\bar{P}_q^*) = \max_{\bar{P}_q \in D} \kappa(\bar{P}_q); n_x(x) \leq n_{x \text{ ПД}}, \forall x \in L; V_0(L) \geq V_{0 \text{ min}} \right. \quad (7)$$

Наилучшее значение параметра ищется путем решения прямой задачи проектирования НПУ с последующей оценкой полноты совершенной работы по разгону БЛА. Диапазон изменения управляемого параметра трансмиссии $\bar{P}_T$ или привода $\bar{P}_H$ задается исходя из условий работоспособности образца, согласно которым значения не подлежат изменению по техническим требованиям. Шаг, с которым изменяется управляемый параметр, назначается исходя из располагаемых вычислительных мощностей и допустимых временных затрат. Структурная схема концепции проектирования компактных НПУ представлена на рис. 2.

Расчетный инструментариум реализован в виде авторского программного продукта на языке Visual Fortran, позволяющего синхронно отображать характеристики трансмиссии и привода (рис. 3). Процесс в цилиндре пневмопривода представлен в виде *цветовых карт* физических полей основных параметров (давления, температуры, скорости и др.), а состояние подвижных частей – графиками изменения характеристик в зависимости от положения БЛА на направляющей.

Результаты расчетов. Анализ рабочего процесса всех типов НПУ свидетельствует о существенном влиянии на динамику старта БЛА распространяющихся в расширительной машине слабых волн разряжения-сжатия. Картина волнового процесса, зарегистрированная в численном эксперименте (рис. 3), представляет собой сплошной шум, состоящий из колебаний относительно некоторой средней линии, характеризующей закономер-

ность изменения тягового усилия. Новизна и отличительные особенности предлагаемого подхода состоят в том, что на этапах параметризации расчет вариантов проводится с помощью ФММ, уровень проработки которой позволяет отобразить сильную нестационарность.

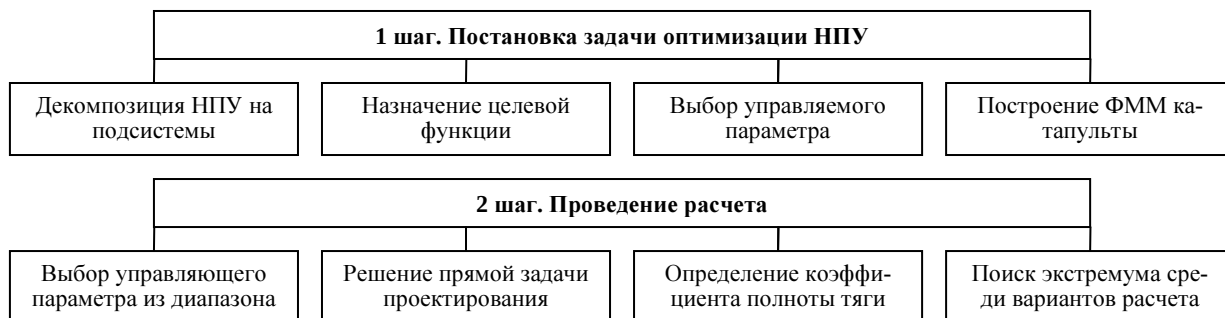


Рис. 2 – Структурная схема концепции проектирования компактных НПУ для запуска БЛА.

Результатом применения предлагаемого метода оптимизации стало достижение постоянного либо близкого к постоянному тягового усилия с полнотой совершения работы 89 ... 100 %, и, как следствие, сокращение длины направляющей на 10 ... 33 % по сравнению со штатной конфигурацией при гарантии достижения заданной скорости схода БЛА с направляющей. В конечном итоге, указанное повышение компактности позволяет размещать односекционное НПУ в разложенном состоянии на легком шасси (в кузове автомобиля, палубе катера и пр.) и, тем самым, повысить мобильность всего беспилотного комплекса.

Рассматриваемые варианты приводов в порядке убывания уровня совершенства выстроены в виде последовательности на основании оценки КПЦТ и процентного выражения сокращения длины направляющей по отношению к стандартной конфигурации (табл. 2). НПУ на основе вариатора полиспастного типа с изменяемым углом наклона троса является наименее ресурсоемким по причине использования стандартных комплектующих. Однако НПУ такого типа обеспечивает минимальный уровень совершенства динамических характеристик и позволяет сократить направляющую всего на 10 %.

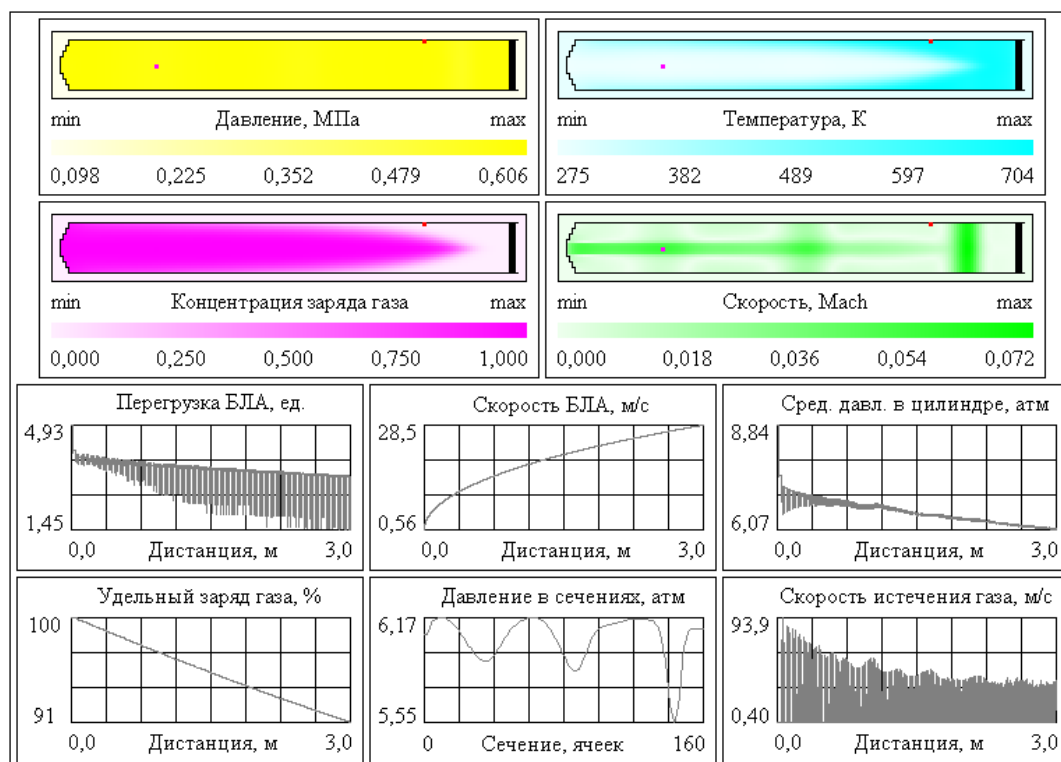


Рис. 3 – Фаза завершения рабочего цикла НПУ с пневмоприводом (временной срез 0,2025 с).

Оптимизация динамических характеристик НПУ с телескопическим приводом позволяет сократить дистанцию разгона на 33 % по сравнению со штатной конфигурацией. Это достигается значительными затратами: переделкой всей расширительной машины вследствие подбора рабочих площадей и оснащением механическими замками для последовательного разложения секций. Достичь максимального совершенства работы не удастся по причине реализации пилообразного изменения теплового усилия с КПЦТ 0,95 (табл. 2).

Таблица 2 – Сравнение способа достижения оптимальных динамических характеристик

Уровень совершенства	Тип НПУ (особенности устройства трансмиссии или/и привода)	КПЦТ	Сокращение длины направляющей, %
1	Телескопический привод	0,95	33
2	Многоразовая подача газа вдоль цилиндра	0,89	13
3	Вариатор копирного типа	1,00	12
4	Пневматический демпфер	1,00	11
5	Цилиндр со свободным поршнем	0,98	11
6	Вариатор полиспастного типа	0,98	10

Выводы. Предложена концепция проектирования компактных НПУ для запуска БЛА, базирующаяся на нормировании тягового усилия привода тепловой расширительной машины и позволяющая сократить длину направляющей на 10 ... 33 % путем замены невыгодного регрессивного закона тяги постоянным.

На основании результатов опережающих численных исследований разработаны схемы организации рабочего процесса НПУ, которые в наибольшей степени удовлетворяют требованиям по обеспечению постоянства тягового усилия при сохранении заданных параметров старта летательного аппарата.

На основе культивируемого подхода получены диапазоны оптимальных параметров привода или трансмиссии катапульта различного типа. Концепция проектирования распространяется на обширный класс задач проектирования НПУ, содержащих в себе тепловую расширительную машину и механическую трансмиссию.

Решение задачи параметризации на основании континуальной нестационарной ФММ позволяет получить оптимальную длину направляющей НПУ с высокой точностью и уровнем приближения к реальному образцу, в чем заключается преимущество предлагаемой концепции по сравнению с существующими.

Список литературы: 1. Brain T. McGeer, Andreas H. von Flotow, Cory Roeseler Methods and apparatuses for launching unmanned aircraft, including releasably gripping aircraft during launch and breaking subsequent grip motion // United States Patent. Patent Number: US 7,165,745 B2. Date of Patent: Jan. 23, 2007. 2. Патент Украины на полезную модель № 68219. МКП В64F 1/100. Способ компенсации падения тягового усилия привода катапульта / Серада В. А.; заявитель и патентовладелец Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т». – У 2011 07117; заявл. 06.06.2011; опубл. 26.03.2012. Бюл. № 6. – 4 с.: илл. 3. Серада В. А. Оптимизация динамических характеристик наземной катапульта с многокаскадным пневмоприводом // Авиационно-космическая техника и технология. – 2015. – № 5 (122). – С. 16 – 20. 4. Серада В. А. Настройка пневмопривода наземной катапульта на постоянный закон тягового усилия // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. С. П. Королева (Национальный исследовательский университет). – 2013. – № 2 (40). – С. 40 – 45. 5. Серада В. А. Пневматический привод наземной катапульта со свободным поршнем // Вестник МАИ. – 2014. – № 3, т. 21. – С. 36 – 43. 6. Патент Украины на полезную модель № 65105. МКП В64F 1/100. Способ регулирования тягового усилия привода катапульта / Амброжевич А. В., Серада В. А.; заявитель и патентовладелец Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т». – У 2011 05796; заявл. 10.05.2011; опубл. 25.11.2011. Бюл. № 22. – 3 с.: илл.

References: 1. Brain T. McGeer, Andreas H. von Flotow and Cory Roeseler. *Methods and apparatuses for launching unmanned aircraft, including releasably gripping aircraft during launch and breaking subsequent grip motion*. United States Patent, no. US 7,165,745 B2, Jan. 23, 2007. 2. Sereda, V. A. Sposob kompensatsii padeniya tyagovogo usiliya privoda katapul'ty [A method of compensating the catapult drive traction drop]. Patent UA, no. 68219. MKP B64F 1/100. Zayavitel' i patentovladelec Natc. aerokosm. un-t im. N. E. Zhukovskogo "Khark. aviatc. in-t" [N. E. Zhukovsky National Aerospace University «Kharkov Aviation Institute»]. U 2011 07117, zayavl. 06.06.2011, opubl. 26.03.2012, Byul. no. 6. 3. Sereda, V. A. Optimizatsiya dinamicheskikh kharakteristik nazemnoy katapul'ty s mnogokaskadnym pnevmoprivodom [Optimization of dynamic characteristics of ground catapult with multistage pneumatic drive]. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*. 2015, no. 5 (122), pp. 16–20. 4. Sereda, V. A. Nastroyka pnevmoprivoda nazemnoy katapul'ty na postoyanny zakon tyagovogo usiliya [Setting the ground pneumatic catapult to a constant law of traction force]. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. S. P. Korolyova (Natsional'nyy issledova-tel'skiy universitet)* [Bulletin of the S. P. Korolyov Samara State Aerospace University (National Research University)]. Samara, 2013, no. 2 (40), pp. 40–45. 5. Sereda, V. A. Pnevmaticheskii privod nazemnoy katapul'ty so svobodnym porshnem [Pneumatic drive of ground catapult with free piston]. *Vestnik MAI* [Bulletin of the Moscow Aviation Institute]. Moscow, 2014, no. 3, vol. 21, pp. 36–43. 6. Ambrozhevich, A. V. and Sereda, V. A. Sposob regulirovaniya tyagovogo usiliya privoda katapul'ty [A method of regulating the catapult drive traction force]. Patent UA, no. 65105. MKP B64F 1/100. Zayavitel' i patentovladelec Natc. aerokosm. un-t im. N. E. Zhukovskogo "Khark. aviatc. in-t" [N. E. Zhukovsky National Aerospace University «Kharkov Aviation Institute»]. U 2011 05796, zayavl. 10.05.2011, opubl. 25.11.2011, Byul. no. 22.

Поступила (received) 16.03.2016

Відомості про автора / Сведения об авторе / Information about author

Серада Владислав Олександрович – кандидат технічних наук, доцент кафедри Конструкції і проектування ракетної техніки факультету Ракетно-космічної техніки Національного аерокосмічного університету ім. М. С. Жуковського «ХАІ», Харків; тел.: 738 – 44 – 01; e-mail: sereda_vlad@ukr.net.

Серада Владислав Александрович – кандидат технических наук, доц. кафедры Конструкции и проектирования ракетной техники факультета Ракетно-космической техники Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков; тел.: 738 – 44 – 01; e-mail: sereda_vlad@ukr.net.

Sereda Vladislav Aleksandrovich – Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor, Department of Construction and Design of Missile Technology, N. E. Zhukovski National Aerospace University «Kharkov Aviation Institute», Kharkov; tel.: 738 – 44 – 01; e-mail: sereda_vlad@ukr.net.