

ОПТИМИЗАЦИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КАТАПУЛЬТЫ С ТЕЛЕСКОПИЧЕСКИМ ПРИВОДОМ

Введение

В продолжение тематического направления [1] настоящая статья посвящена проблеме совершенствования рабочих процессов в катапультных устройствах с телескопическим приводом для запуска тяжелых беспилотных летательных аппаратов (БЛА), совмещающих в себе тепловую расширительную машину и жесткую трансмиссию [2].

Факторный анализ динамических характеристик катапульти с жестким телескопическим приводом, полученных численным экспериментом [1], служит основанием для выявления базовых управляющих воздействий в целях последующей параметрической оптимизации рабочего процесса.

Постановка оптимизационной задачи исходит из функционального назначения катапультного устройства – обеспечения заданной скорости схода БЛА при условии минимизации длины направляющей и ограничении по максимально допустимой стартовой перегрузке.

Экстенсивные способы получения заданной скорости БЛА – путем увеличения длины разгонного участка за счет удлинения телескопической ведущей системы или повышения стартовой перегрузки при использовании высокоэнергетического топлива – приводят к тупиковому облику объекта проектирования и далее не рассматриваются.

Способ компенсации падения тягового усилия

В [1] была указана причина низкой эффективности рабочего процесса – регрессивное падение стартовой перегрузки ввиду неадекватного закона создания тягового усилия. В рамках устранения указанного несовершенства предлагалось использовать взамен регрессивного квазипостоянный закон тягового усилия за счет дискретного суммирования рабочей площади телескопической системы. Постоянство усилия достигается организацией последовательного вовлечения секций в движение [2] в отличие от штатной конфигурации, где вся телескопическая система движется одновременно до полного разложения [3].

Наиболее работоспособными представляются механическая и газодинамическая схемы поочередного подключения секций. Согласно первой каждая последующая наружная секция освобождается от зацепления с замком-фиксатором после полного разложения предыдущей. В соответствии со второй схемой циклограмма задается поочередным срабатыванием реактивных зарядов, разводящих звенья.

Система с последовательным подключением звеньев телескопической системы требует специального подбора каждой из площадей секции S_i для настройки каждого из четырех интервалов цикла на постоянное значение перегрузки $n_X = \text{const}$ (рис. 1). Задача определения потребной площади раскрываемых звеньев при известном значении давления в камере сводится к нахождению минимума функционала длины разгонного участка

$$L = \int_0^S S_i dt \rightarrow \min, \quad i = 1, \dots, n, \quad (1)$$

где n – количество секций.

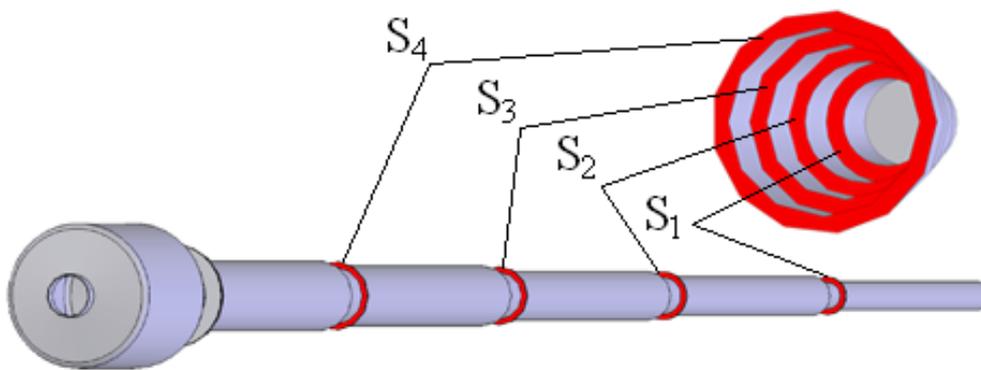


Рисунок 1 – Характеристики привода, определяющие оптимальный режим работы

Применение каких-либо аналитических методов решения вариационной задачи (1) с учетом нестационарного пространственного характера процесса представляется лишенным практической целесообразности в связи с высокой сложностью системы уравнений математической модели. В связи с этим для получения приближенного решения (1) используется метод однопараметрической оптимизации [4].

В первом приближении известный закон горения химического топлива $p(t)$ и среднее значение тягового усилия \bar{F} , соответствующее постоянной перегрузке n_X , позволяют определить рабочую площадь очередного вовлекаемого в движение звена:

$$S_i = \frac{\bar{F}}{p(t)} = \frac{m_\Sigma n_X g}{p(t)}, \quad i = 1, \dots, n, \quad (2)$$

где S_i – площадь i -й секции; $m_\Sigma = \sum_{k=1}^i m_k$ – суммарная масса подвижных звеньев; g – ускорение свободного падения; n – количество секций.

Изменение объема телескопической системы вследствие варьирования площади секций S_i неизбежно влияет на характер работы расширительной машины $p(t)$. Следует также учитывать изменение массы подвижной системы m_Σ при перестройке проходного сечения звена.

После нахождения площади секций и изменения геометрии привода необходимо получить очередное решение прямой задачи. Каждая итерация должна сопровождаться нормированием тягового усилия, а также выявлением значений забросов тяги при подключении секции. При этом среднеинтегральное давление должно стремиться к максимальной величине, а пиковые значения перегрузки каждый раз не должны превышать предельно допустимого значения

$$\|(F_\pm - \bar{F})\Delta x_k\| = |F_\pm - \bar{F}|\Delta x_k, \quad (3)$$

где Δx_k – пространственный шаг циклограммы тягового усилия.

Полученные значения диаметров секции на очередном итерационном шаге должны отображаться на новой расчетной сетке, в связи с чем ее пространственный шаг должен быть достаточно мелким. Выполнение последнего условия весьма затруднительно ввиду больших линейных размеров привода. Условие сходимости итерационного процесса имеет следующий вид:

$$\varepsilon = \frac{\sum \|(F_\pm - \bar{F})\Delta x_k\|}{\|\bar{F}x_k\|} \leq \varepsilon_3, \quad (4)$$

где $\varepsilon_3 \rightarrow 0$ – заданный допуск неравномерности усилия.

Кроме того, система поддается чисто газодинамической оптимизации путем подбора геометрии заряда твердого топлива [5], реализующей прогрессивный закон генерации рабочего тела, в котором площадь горения s растет по мере увеличения свода e :

$$s(e_2) > s(e_1) \text{ при любых } e_1 < e_2. \quad (5)$$

Увеличение площади газификации заряда приводит к повышению давления в камере $p(t)$ и компенсирует увеличение объема расширительной машины при раздвижении секций.

В связи с тем, что данный способ оптимизации однопараметрический, число секций должно задаваться, исходя из практических соображений. Очевидно, что при увеличении числа секций можно добиться уменьшения амплитуд циклограммы тягового усилия, но число резких забросов перегрузки также возрастет. Большое число секций приводит к неустойчивости конструкции и множеству щелей, требующих обтюрации. Поэтому между числом секций и возможностью технической реализации устройства должен быть найден компромисс. В данном случае привод содержит 4 раскладных секции длиной по 0,75 м для разгона БЛА по направляющей длиной 3 м.

Анализ результатов исследования

Фазовые срезы рабочих процессов катапульта на твердом ракетном и жидком углеводородном топливах, полученные численным экспериментом на первой итерации в рамках поиска оптимальной конфигурации, представлены в виде цветowych карт расчетной области на рис. 2 и 5 соответственно.

В катапультах с согласованным разложением звеньев имеет место плавное увеличение рабочего объема расширительной машины, так как первыми выдвигаются центральные звенья меньшего диаметра, а затем более крупные наружные. Указанное свойство способствует лучшему заполнению индикаторной диаграммы тягового усилия привода (см. поля давления на рис. 2 и 5), причем порядок разложения секций не влияет на динамику процесса в откатной камере при прочих равных условиях.

Камера сгорания с центральным отверстием позволяет сфокусировать струю расширяющихся газов вдоль оси привода (см. поля концентрации продуктов сгорания на рис. 2 и 5). Вследствие этого повышенное реактивное усилие на центральную свободную секцию способствует газодинамической синхронизации разложения звеньев.

В табл. 1 и 2 представлены результаты итерационного подбора рабочей площади секций телескопического НПУ на твердом и жидком топливах соответственно.

На рис. 3, 4 и 6, 7 приведены динамические характеристики катапульта, полученные в результате нескольких итераций.

Несмотря на то, что в случае катапульта на твердом топливе необходимая скорость ввода в полет БЛА достигается уже на первой итерации (рис. 4), использовать подобную конфигурацию привода не следует по причине сильного заброса перегрузки (рис. 3, поз. 1), который может привести к отказу бортового радиоэлектронного оборудования (БРЭО). Таким образом, основной задачей определения площадей телескопического привода является снижение перегрузки до допустимых пределов. Конечным результатом итерационного процесса является практически линейный закон разгона БЛА (рис. 4) и квазипостоянный закон перегрузки (рис. 3, пунктирная линия).

Закон изменения скорости в случае катапульта на жидком топливе имеет более пологий вид и не обеспечивает минимально необходимой скорости схода БЛА (рис. 7). Это объясняется еще более выраженным регрессивным характером закона горения, что приводит к снижению стартовой перегрузки (рис. 6, тонкая линия).

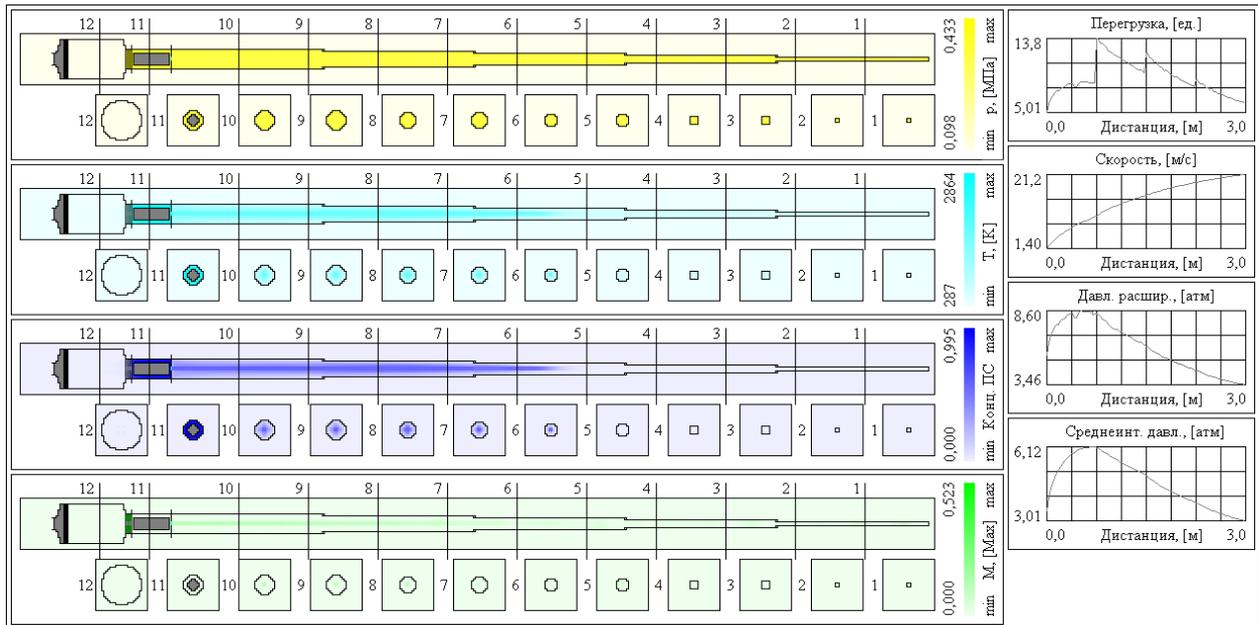


Рисунок 2 – Конечная фаза работы катапульты на твердом ракетном топливе

Таблица 1 – Значения рабочих площадей секций, полученные по завершении итерационного процесса

Номер итерации	Рабочие площади секций, м ²			
	1	2	3	4
1	0,0016	0,0008	0,0012	0,0016
2	0,0016	0,0006	0,0012	0,0016
3	0,0016	0,0006	0,0014	0,0016
4	0,0016	0,0006	0,0014	0,0028

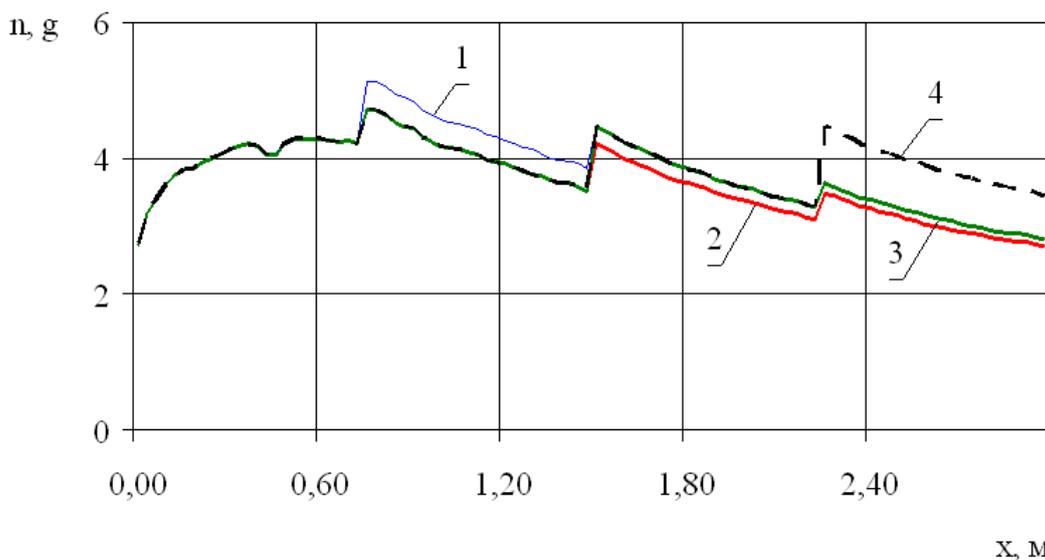


Рисунок 3 – Циклограмма перегрузки по линейной координате ведущего звена катапульты на твердом топливе

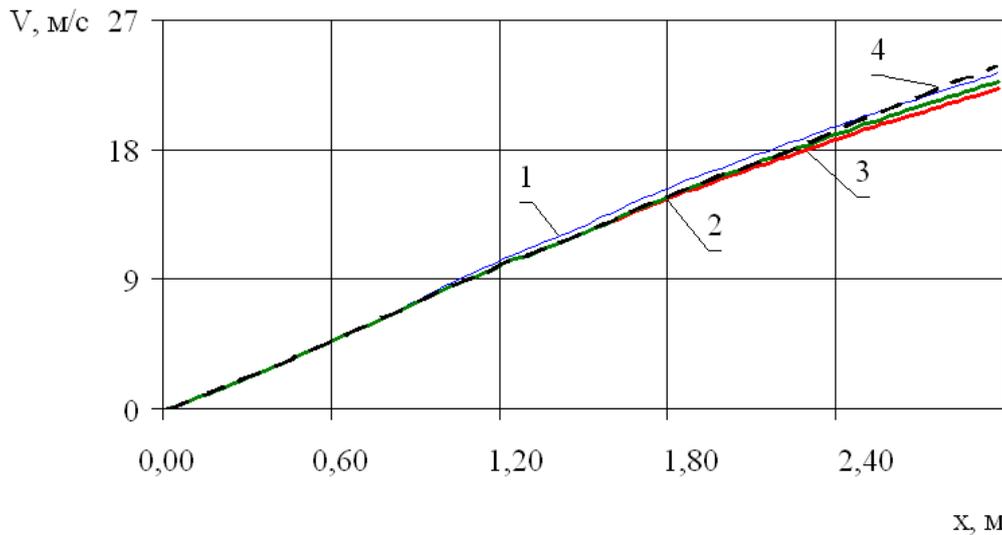


Рисунок 4 – Циклограмма скорости БЛА по линейной координате ведущего звена катапульты на твердом топливе

Кусочно-линейный (зигзагообразный) закон перегрузки (рис. 3 и 6) не оказывает существенного влияния на процесс разгона БЛА (рис. 4 и 7) и проявляет себя лишь в виде малозаметных перегибов. Циклограммы скорости свидетельствуют о регулярном характере сходимости итерационного процесса.

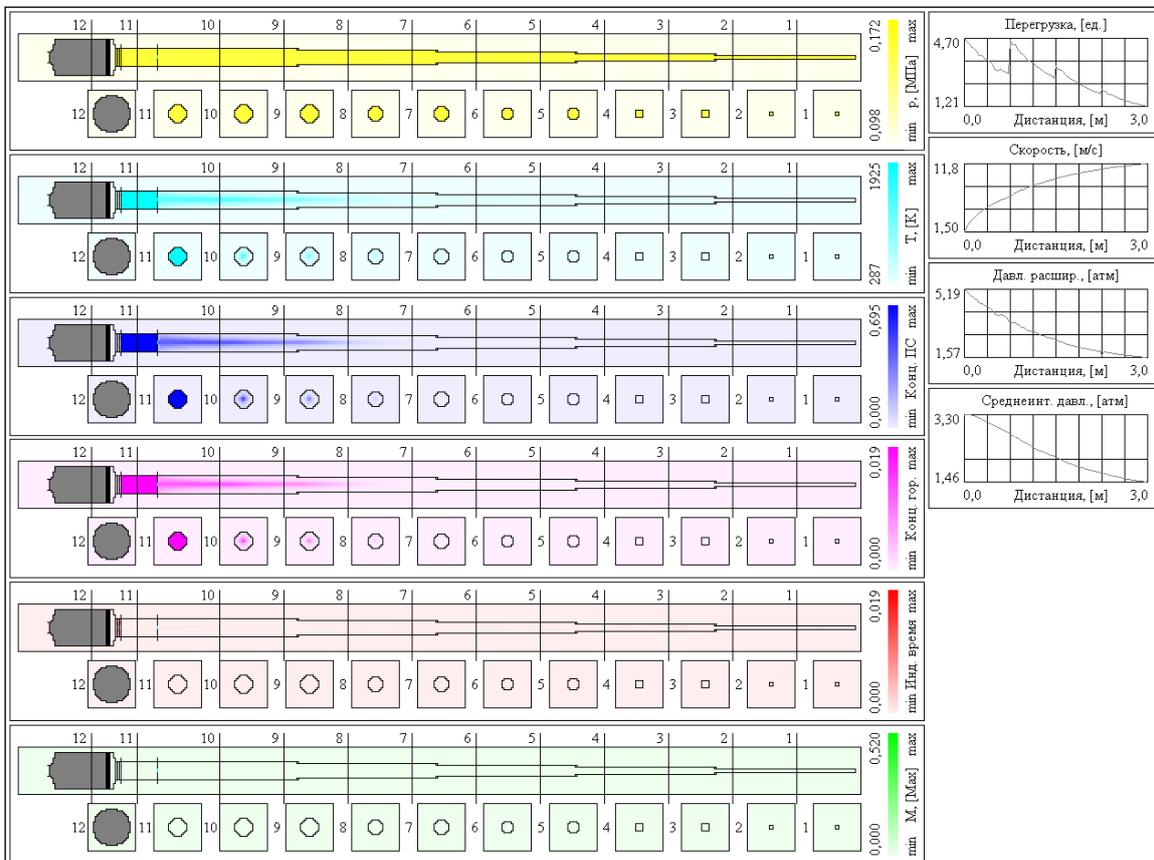


Рисунок 5 – Конечная фаза работы катапульты на жидком углеводородном горючем

Таблица 2 – Итерационный подбор площадей секций

Номер итерации	Рабочие площади секций, м ²			
	1	2	3	4
1	0,0016	0,0008	0,0012	0,0016
2	0,0016	0,0012	0,0012	0,0016
3	0,0016	0,0012	0,0024	0,0016
4	0,0016	0,0012	0,0024	0,0032

Максимальное отклонение перегрузки от среднего значения в каждой четверти цикла не превышает 0,4 g и составляет 10% от предельно допустимого значения, что не является критичным (рис. 3 и 6). Однако в момент подключения секции угол наклона касательной к функции ускорения приближается к 90°, что следует трактовать как рывок, опасный для БРЭО.

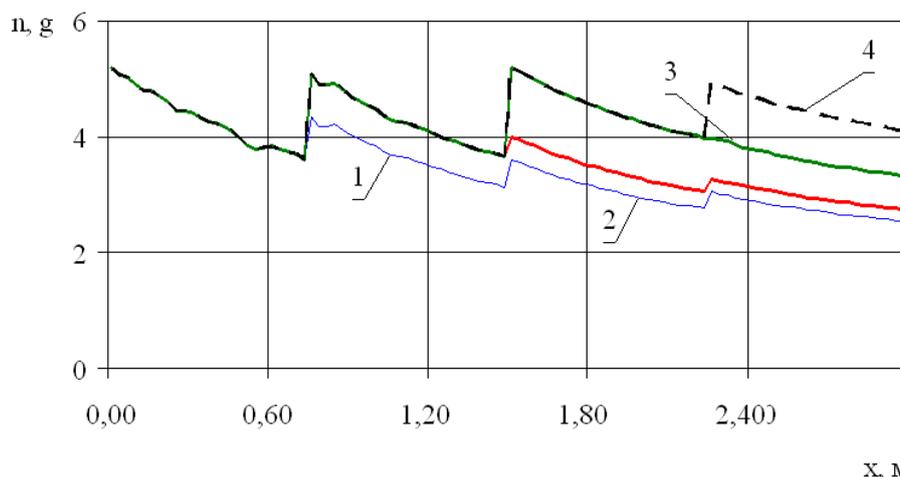


Рисунок 6 – Циклограмма перегрузки по линейной координате ведущего звена катапульты на жидком горючем

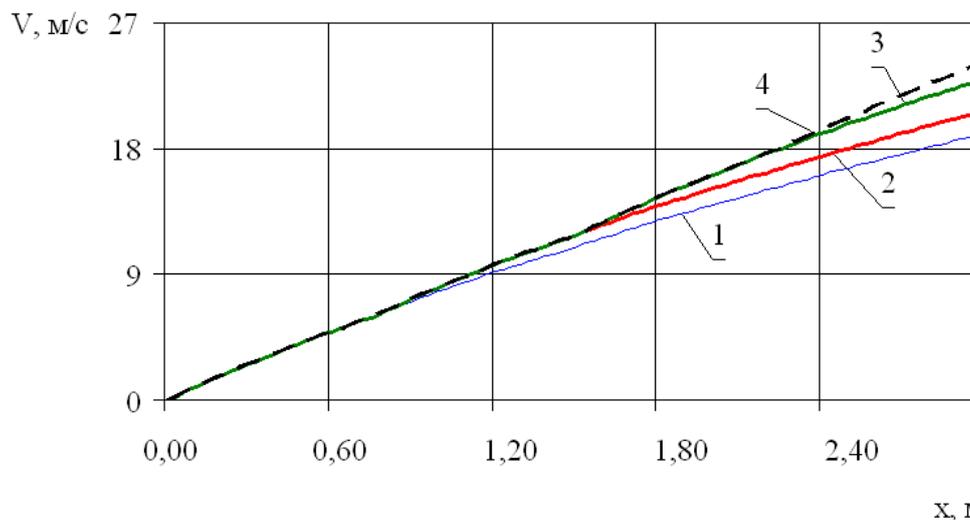


Рисунок 7 – Циклограмма скорости БЛА по линейной координате ведущего звена катапульты на жидком горючем

Заключение

Оптимальное соотношение между рабочим давлением в расширительной машине катапульты и площадью раскладываемых секций позволяет добиться постоянной среднеинтегральной стартовой перегрузки на протяжении всего цикла и, таким образом, получить заданную стартовую скорость БЛА на минимальном пути разгона.

Катапульта с телескопическим приводом обладает единственным в своем роде кусочно-линейным законом тягового усилия с забросами в момент подключения очередной секции. В связи с этим сопутствующая задача согласования характеристик также состоит в нахождении рабочих площадей секций, исключающих появление сильных рывков в момент подключения секций.

Схема привода и метод нахождения рабочих площадей универсальны по отношению к любым видам химических топлив и их агрегатным состояниям с регрессивной циклограммой давления.

Список использованных источников

1. Амброжевич, А.В. Комплексно-сопряженная модель катапульты с телескопическим приводом [Текст] / А.В. Амброжевич, К.В. Мигалин, В.А. Серeda // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ» – Х., 2012. – Вып. 1 (39). – С. 61 – 69.
2. Патент України на корисну модель № 65105. Спосіб регулювання тягового зусилля приводу катапульты / Амброжевич О.В., Серeda В.О.; заявник та патентовласник: Нац. аэрокосм. ун-т М.Є. Жуковського «ХАИ». – U 2011 05796; заявл. 10.05.2011; опубл. 25.11.2011. Бюл. № 22. – 3 с.
3. Агроник, А.Г. Развитие авиационных средств спасения [Текст] / А.Г. Агроник, Л.И. Эгенбург. – М.: Машиностроение, 1990. – 256 с.
4. Авилов, И.С. Оптимизация динамических характеристик пневматического пускового устройства беспилотного летательного аппарата [Текст] / И.С. Авилов, В.А. Серeda // Авиационно-космическая техника и технология. – 2010. – № 6 (73). – С. 23 – 27.
5. Серeda, В.А. Оптимизация параметров старта беспилотного летательного аппарата с помощью реактивной тележки [Текст] / В.А. Серeda // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ» – Х., 2011. – Вып. 67 (3). – С. 56 – 62.

Поступила в редакцию 15.05.2012.

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