

УДК 621.456.2.02

А.В. Амброжевич, д-р техн. наук,
К.В. Мигалин, канд. техн. наук,
В.А. Середа, канд. техн. наук

КОМПЛЕКСНО-СОПРЯЖЕННАЯ МОДЕЛЬ КАТАПУЛЬТЫ С ТЕЛЕСКОПИЧЕСКИМ ПРИВОДОМ

Введение

Облик тяжелых беспилотных летательных аппаратов (БЛА) с неподвижным крылом на очередном витке развития в основном повторяет основные черты пилотируемых аналогов («Наргу», Х-45 и др. [1]), включая аэродромное базирование с присущими ему недостатками, как с экономической, так и военной точки зрения. В противоположность этому катапультный старт выглядит более привлекательно, так как позволяет улучшить энергетику борта, придать комплексам мобильность и обеспечить малозаметность процесса ввода в полет. Высокие стартовые перегрузки, в отличие от пилотируемой авиации, в данном случае не являются принципиальным ограничением. Совершенство системы старта принципиальным образом влияет на основные функциональные свойства беспилотного комплекса и требует в связи с этим соответствующей гармонизации проектной проработки с использованием современного инструментария НИОКР. С учетом высокой степени технического риска, свойственной сфере критических технологий вообще, в качестве первичного звена в состав специализированного проектного инструментария должны быть включены опережающие численные исследования. Из вышесказанного следует актуальность представленного в настоящей статье метода численного моделирования рабочего процесса в высокоэнергетической катапульте с телескопическим приводом [2].

Обоснование выбора облика катапульты

По мере роста потребной кинетической энергии, необходимой для ввода БЛА в полет, сначала сужается набор пригодных вариантов привода наземных пусковых устройств (НПУ), а затем пиротехнический принцип метания становится безальтернативным. Применимость пиротехнических систем, выполненных по классическим открытым схемам, в качестве НПУ ограничена значительной аудиовизуальной заметностью стартовой позиции. Из этого следует целесообразность использования схемы с отсечкой пороховых газов подобно тому, как это имеет место в специальных патронах для бесшумной и беспламенной стрельбы «ПЗА», «ПЗАМ», СП-2, СП-3 [3]. Характерные усилия и скорости перемещения подвижных частей трансмиссии требуют отказа от гибких полиспастных механизмов и применения жестких узлов передачи тяги. В

системах с подобными динамическими характеристиками получили распространение телескопические трансмиссии, конструктивно совмещенные с рабочими цилиндрами расширительных тепловых машин. В качестве примера можно назвать катапультные кресла КМ-1, К-36Д [4].

В процессе старта телескопический привод передает силу расширяющихся пороховых газов на БЛА и узлы крепления [2]. Для компенсации силы отдачи используется реакция вытекающей через сопло балластной жидкости, выталкиваемой движущимся в противоположную сторону поршнем. Аналогичный принцип организации рабочего цикла в части использования противомассы и отсечки пороховых газов, реализован в ручных противотанковых гранатометах «Armburst» и «Panzerfaust-3» [5, 6].

Таким образом, облик высокоэнергетической катапульты для ввода в полет тяжелого БЛА определяется наличием пиротехнического привода, образованного жесткими телескопическими звеньями, а также балластной противомассой в качестве компенсатора отдачи. Выполненный в виде изолированного объема, привод обеспечивает отсечку пороховых газов, т.е. совмещает в себе функции расширительной машины и трансмиссии.

Вышеприведенные построения позволяют сформировать расчетные характеристики телескопической катапульты для запуска тяжелых БЛА (таблица 1).

Таблица 1 – Расчетные характеристики катапульты с телескопическим приводом

Физический параметр	Значение
Начальное давление в цилиндре, Па	$2,5 \cdot 10^6$
Количество телескопических звеньев, шт.	4
Длина направляющей, м	3
Масса запускаемого БЛА, кг	15
Стартовая скорость (не менее), м/с	25
Предельно допустимая перегрузка, ед.	4

Проектный инструментарий

Необходимую полноту картины рабочего процесса во внутреннем объеме привода с учетом взаимодействия звеньев можно получить на основании комплексно-сопряженной газотермодинамической модели, замкнутой уравнениями динамики подвижных частей.

Исследования проведены на основе универсальной технологии численного эксперимента (ЧЭ), действующей по принципу универсального «гидролотка» согласно рис. 1. Однозначность условий ЧЭ задается факторной триадой, состоящей из твердотельной маски, отображающей топологию внешних и внутренних границ физического оригинала; систе-

мы источников-стоков (ИС) массы, импульса и энергии, имитирующих механизм взаимодействия с наполняющей контрольный объем средой и уравнений динамики механической трансмиссии [7].

Подмодель горения

В качестве источника энергии могут использоваться специальные газогенераторы на химическом твердом или газообразном топливе. Интегрированная подмодель горения общего вида описывается уравнением Аррениуса с использованием принципа активации и наращивания скорости сгорания по мере накопления тепловых воздействий [8].

Горение заряда твердого ракетного топлива полностью локализуется на незабронированной поверхности заряда, размещенного в камере сгорания, и происходит параллельными слоями в направлении, перпендикулярном к поверхности горения [9]. Суммарная скорость горения определяется с помощью уравнения гранулярно-диффузионного пламени Саммерфилда, в котором константы горения a и b для смешанного топлива на основе перхлората аммония NH_4ClO_4 и каучука Р-13 равны 6,6 и 2,7 соответственно [10].

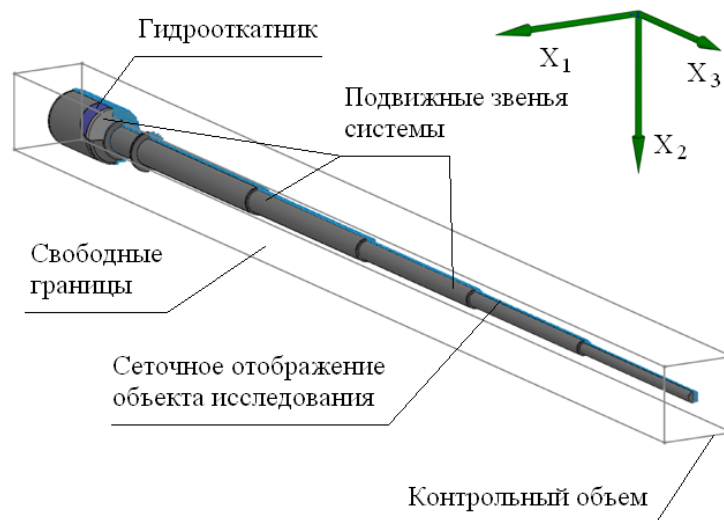


Рисунок 1 – Модель катапульты с телескопическим приводом в контрольном объеме и его сеточное отображение с разрешением $26 \times 26 \times 460$ ячеек

Механическая подмодель привода

Телескопический механизм в стандартной конфигурации [4] не содержит в себе кинематических связей, обеспечивающих синхронизацию разложения звеньев. Тем не менее характер их перемещения будет подчиняться строго определенной закономерности. Под действием внешних секций в движение придут одновременно все звенья телескопической системы, причем каждая наружная секция будет сообщать

вложенным в нее секциям дополнительную переносную скорость. Таким образом, скорость движения звеньев будет падать в порядке вложения по направлению к периферии, т.е. лидирующей будет наружная секция (максимального поперечного сечения). Ввиду этого телескопическую часть расширительной машины можно рассматривать как единое звено с дискретно присоединяемой массой G_C . В целом привод представляет собой динамическую систему с двумя степенями свободы в соответствии с числом независимо перемещающихся звеньев: секций телескопической трансмиссии и поршня откатной камеры.

Система уравнений, описывающих динамику перемещений подвижных секций и компенсатора отдачи относительно обобщенных координат δx и δs соответственно, имеет вид

$$\begin{cases} a_1 \ddot{s} = a_2(G_C); \\ b_1 \ddot{x} = b_2, \end{cases} \quad (1)$$

где a_1 , b_1 и $a_2(G_C)$, b_2 - функции геометрических, инерционных и динамических характеристик подвижных звеньев катапульты.

Ступенчатое изменение массы подвижной системы G_C в зависимости от пройденного расстояния δs по отношению к длине секции l_C подчиняется следующей закономерности:

$$G_C = \begin{cases} \delta s < l_C, G_{C_1} + G_{C_2} + G_{C_3} + G_{C_4}; \\ l_C \leq \delta s < 2l_C, G_{C_1} + G_{C_2} + G_{C_3}; \\ 2l_C \leq \delta s < 3l_C, G_{C_1} + G_{C_2}; \\ 3l_C \leq \delta s < 4l_C, G_{C_1}, \end{cases} \quad (2)$$

где G_{C_1} , G_{C_2} , G_{C_3} , G_{C_4} - массы секций.

Подмодель компенсатора отдачи

Для описания истечения жидкого балласта (противомассы) из компенсатора отдачи используется подмодель нулевого ранга. Применение квазистационарного допущения оправдано наличием достаточно большой емкости данного узла в сочетании с относительно низким по внутреннему объему уровнем субстанциональных скоростей и «не доминирующим» характером волновых процессов.

Оценка потребной массы балластной жидкости $m_{ж}$ в объеме откатной камеры исходит из условия обеспечения компенсации импульса отдачи $J = mW_0$, возникающего при сходе с направляющей БЛА массой m со скоростью W_0 :

$$m_{\text{ж}} = \frac{J}{W_{\text{ист}}}, \quad (3)$$

где $W_{\text{ист}}$ – скорость истечения балласта.

Значение скорости истечения для очередного временного шага находится из уравнения Бернулли без учета потерь дросселирования:

$$W_{\text{ист}}^{l+1} = \sqrt{\frac{2(p_{\text{ж}}^{l+1} - p_a)}{\rho_{\text{ж}}}}, \quad (4)$$

где $\rho_{\text{ж}}$ – плотность жидкости; p_a – атмосферное давление; $(\dots)^{l+1}$ – индекс временного слоя; $p_{\text{ж}}$ – давление жидкости в откатной камере.

Синхронизация поршня откатной камеры и звеньев телескопической трансмиссии осуществляется настройкой перепускного клапана на определенный расход. Сечение перепускного клапана мембраны моделируется ячейками с неполным перетеканием [7].

Открытая архитектура комплексно-сопряженной модели позволяет при необходимости интегрировать в нее уточненные в соответствии с проектными задачами подмодели компенсатора отдачи.

Результаты численных исследований

Результаты расчета катапульта с телескопическим приводом на жидком горючем (рис. 2, 3) и твердом топливе (рис. 4, 5), представленные в виде фазовых срезов расчетной области, позволяют выявить характерные свойства рабочего процесса.

Несмотря на сложную геометрию проточной части давление оказывается практически однородным во всем рабочем объеме расширительной машины (см. поля давлений на рис. 2–5).

Интенсивным температурным воздействиям подвергается только камера сгорания, которая требует применения тепловой защиты (см. поля температур на рис. 2–5).

Состояния поля скоростей (рис. 2–5) отображают движение плоских волн разрежения-сжатия по всей длине телескопической системы.

Поля концентрации продуктов сгорания (рис. 2–5) позволяют проследить процесс распространения струи вдоль оси привода, влекущий за собой наполнение центральной секции и последовательное раздвижение звеньев.

В целях упрощения анализа результатов можно условно разделить циклограмму на четыре интервала – в порядке раздвижения звеньев телескопической системы. На первом интервале (синхронное движение всех секций) наблюдаются одновременно резкий заброс и падение пере-

грузки (см. циклограмму на рис. 2, 4), что объясняется резким изменением рабочего объема и регрессивным законом горения топлива. Кроме того, данному интервалу присущи наибольшие осцилляции тягового усилия, обусловленные интенсивными волновыми явлениями.

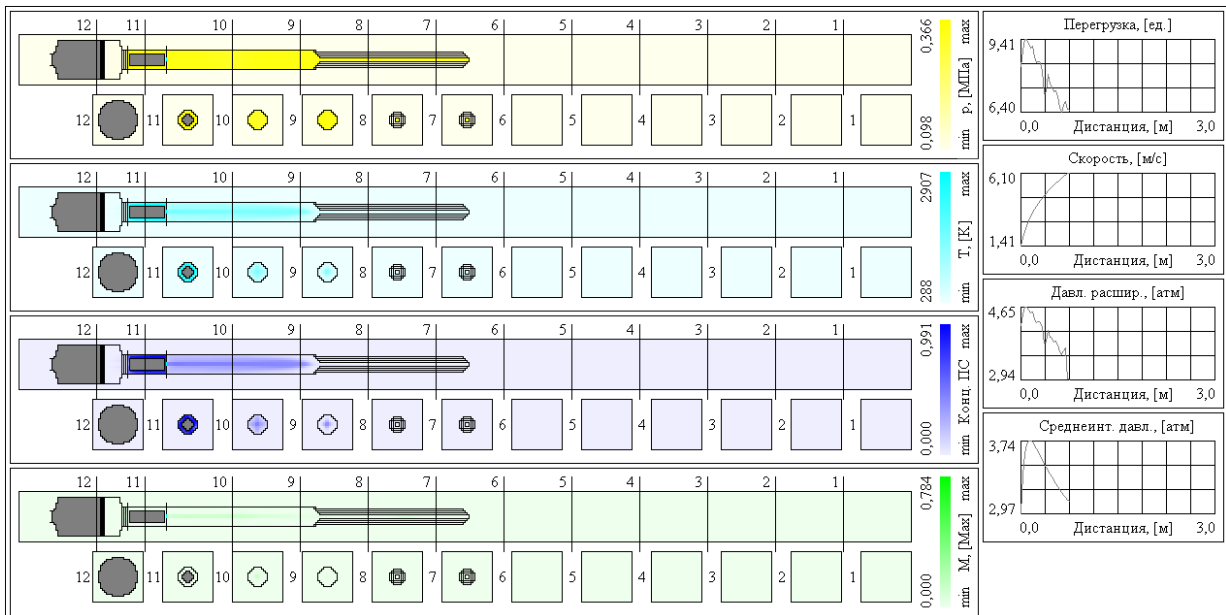


Рисунок 2 – Начальная фаза цикла катапульты на жидком горючем: одновременное выдвигание всех секций, прорыв технологической заглушки компенсатора отдачи при достижении необходимого давления в камере

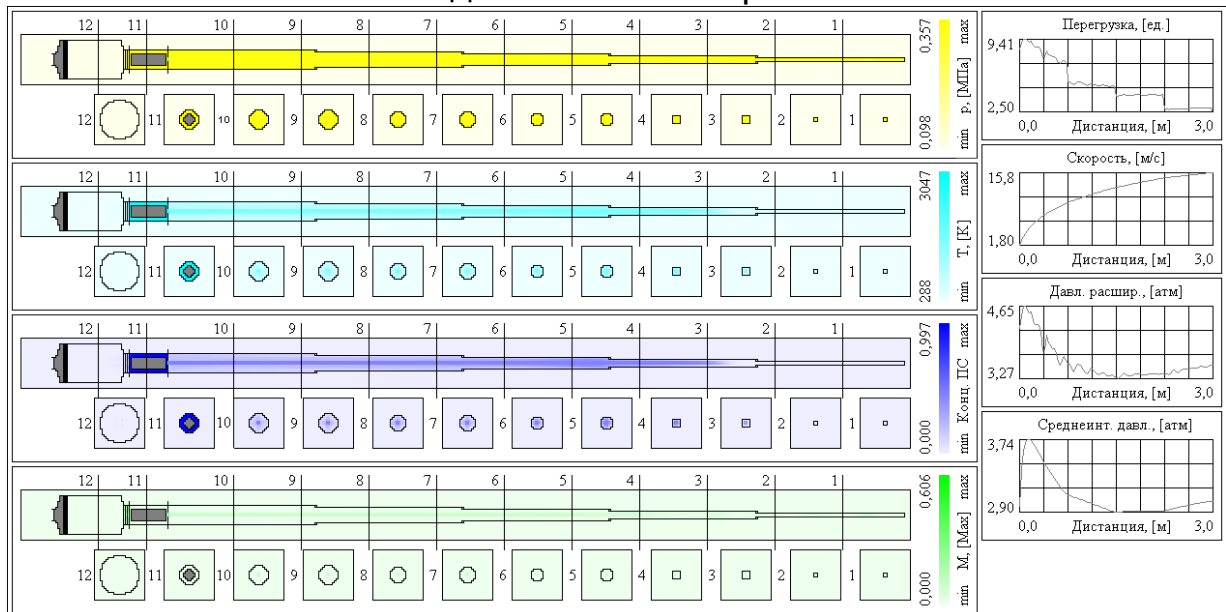


Рисунок 3 – Завершающая фаза цикла катапульты на жидком горючем: полное разложение секций, сход БЛА с направляющей и истечение балласта из компенсатора отдачи

Для третьего и четвертого интервалов циклограммы характерны практически постоянный законом перегрузки и менее заметные волновые процессы ввиду увеличения объема телескопической системы с синхронным уменьшением площади проходных сечений (рис. 3, 4).

Следствием несовершенства закона ускорения является пологий характер набора скорости, которая при сходе БЛА с направляющей равна 16 м/с, что отличается от необходимой минимальной скорости ввода в полет на 64% (см. циклограмму скорости на рис. 3, 5). Причиной тому служит неблагоприятный закон изменения среднеинтегрального давления в камере расширительной машины (см. циклограмму на рис. 3, 5), отражающий регрессивный закон горения химического топлива, усугубляющийся, кроме того, ступенчатым сокращением рабочей площади трансмиссии $F_{РП}$, воспринимающей тяговое усилие:

$$F_{РП} = \sum_{i=1}^m F_i, m = 4...1. \quad (5)$$

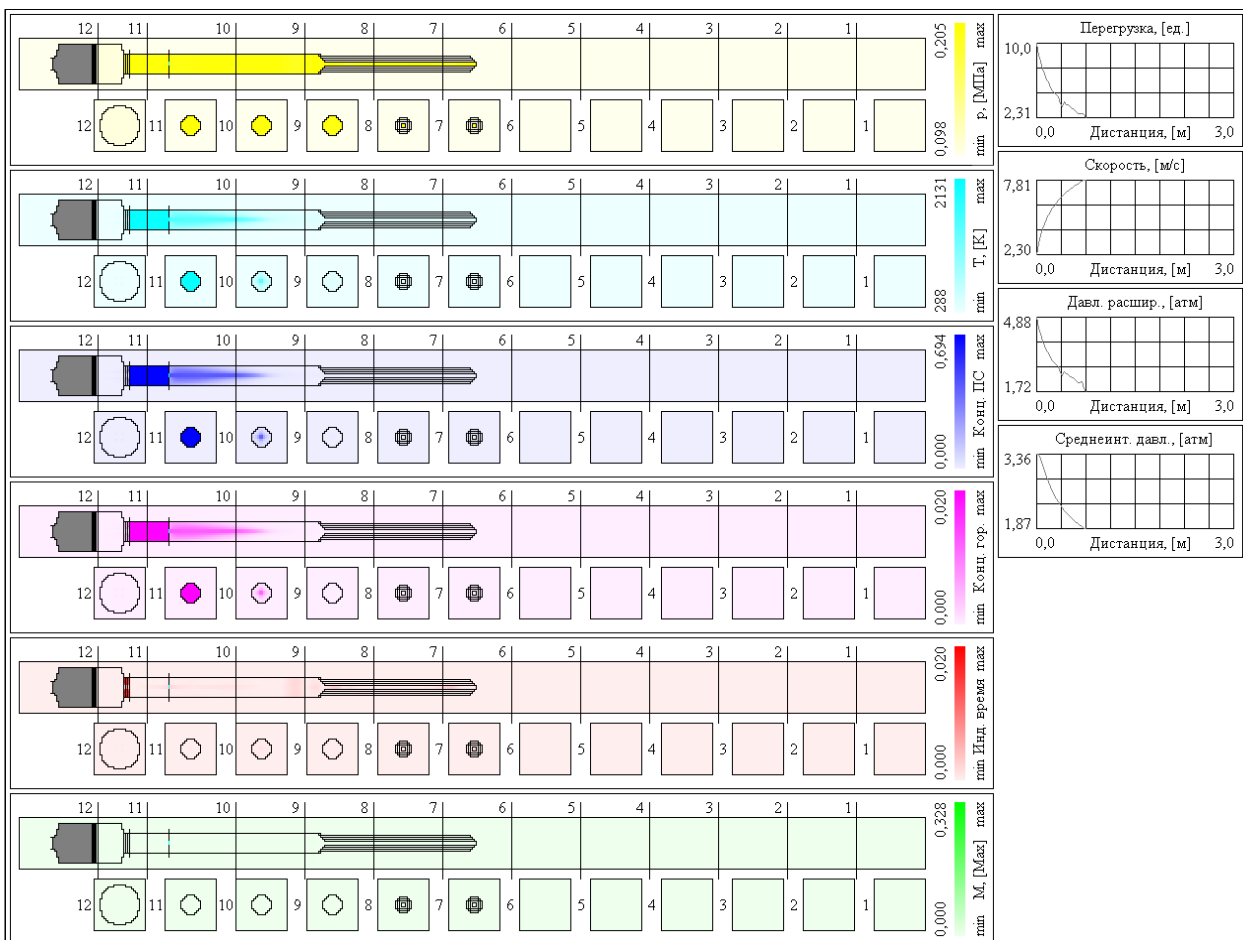


Рисунок 4 – Начальная фаза цикла катапульты на твердом топливе: одновременное выдвигание всех секций, прорыв технологической заглушки компенсатора отдачи

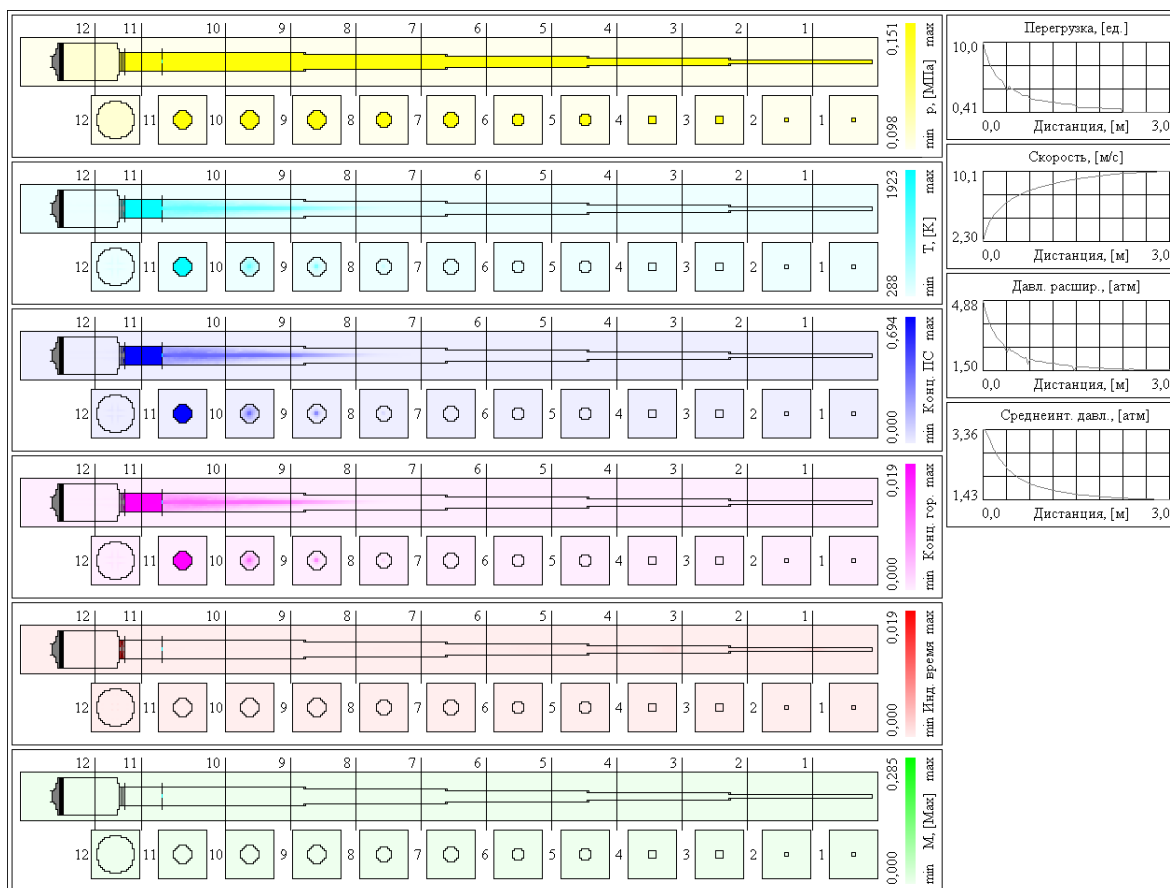


Рисунок 5 – Завершающая фаза цикла катапульты на твердом топливе: полное разложение секций, сход БЛА с направляющей и истечение балласта из компенсатора отдачи

В результате закон тягового усилия принимает еще более выраженный регрессивный характер и приводит к неэффективному использованию центрального звена.

Таким образом, последовательность разложения звеньев следует заменить на обратную, что может быть обеспечено введением дополнительных механических связей [2].

Заключение

Внедрение высокоэнергетических катапультных устройств нового типа в современных условиях представляется малопродуктивной задачей без применения адекватного расчетного инструментария.

Универсальная технология опережающих численных исследований [9 и др.] обеспечивает возможность проектирования разнообразных технических систем с газотермодинамической основой рабочего процесса на базе комплексной пространственно-временной детализации физических полей и соответствующего факторного анализа. Не составляет исключения принципиально новый класс высокоэнергетических катапультных устройств с тепловыми расширительными машинами телескопического типа в качестве привода, совмещающего в себе функции трансмиссии.

Список использованных источников

1. Ефремова, Е.Н. Потребности НАТО в разведывательных беспилотных летательных аппаратах нового поколения и работы по их созданию в Европе [Текст] / Е.Н. Ефремова, В.А. Попов // ФГУП «ГосНИИАС», 2007. – 9 с. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.uav.ru/articles/nato_europe.pdf.
2. Патент України на корисну модель № 65105. Спосіб регулювання тягового зусилля приводу катапульти / Амброжевич О.В., Середа В.О.; заявник та патентовласник Нац. аерокосм. ун-т. М.Є. Жуковського «ХАІ». – У 2011 05796; заявл. 10.05.2011; опубл. 25.11.2011. Бюл. № 22. – 3 с.
3. Коломийцев, А.В. Справочное пособие по патронам [Текст] / А.В. Коломийцев, С.Н. Ларьков, И.С. Собакарь. – Х.: Обериг, 2008. – 527 с.
4. Агроник, А.Г. Развитие авиационных средств спасения [Текст] / А.Г. Агроник, Л.И. Эгенбург. – М.: Машиностроение, 1990. – 256 с.
5. Шунков, В.Н. Оружие Вермахта [Текст] / В.Н. Шунков. – Мн.: Харвест, 1999. – 480 с.
6. Николаев, Н.В. Ручные противотанковые гранатометы [Текст] / Н.В. Николаев // Зарубежное военное обозрение. – 1987. – С. 25–31.
7. Середа, В.О. Метод формування вигляду наземних пускових пристроїв безпілотних літальних апаратів [Текст]: дис. ... канд. техн. наук: 05.07.06: захищена 23.10.2009; затверджена 10.02.2010 / Середа Владислав Олександрович. – Х., 2009. – 176 с.
8. Амброжевич, А.В. Модель многорежимного горения в тепловых машинах [Текст] / А.В. Амброжевич, С.Н. Ларьков, К.В. Мигалин // Авиационно-космическая техника и технология. – 2010. – № 5 (72). – С. 50–58.
9. Амброжевич, М.В. Газотермодинамическая модель ракетного двигателя твердого топлива [Текст] / М.В. Амброжевич, В.А. Середа // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ» – Х.: НАКУ, 2011. – Вып. 65 (1) – С. 88 – 93.
10. Саммерфилд, М. Механизм горения топлив на перхлорате аммония. Исследование ракетных двигателей на твердом топливе: сб. переводов [Текст] / М. Саммерфилд, Г.С. Сатерленд, М.Дж. Уэбб, Х.Дж. Табак и др. // ИЛ. – 1963.

Поступила в редакцию 13.02.2012.

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