

УДК 629.7.085.24

М.В. Амброжевич, В.А. Середа

*Национальный аэрокосмический университет имени Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков*

## КОНЦЕПЦИЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОМПАКТНОЙ СИСТЕМЫ МИНОМЕТНОГО СТАРТА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

*Рассмотрена проблематика запуска беспилотного летательного аппарата с помощью систем минометного старта. Определены параметры пускового устройства, позволяющего реализовать разгон летательного аппарата на минимальном участке направляющей. Проведен анализ формообразования зарядов твердого топлива для обеспечения заданной величины прогрессии закона горения. Представлен проектный инструментарий для численного исследования рабочих процессов в системах старта данного типа. Численным экспериментом получены оптимальные интегральные характеристики устройства, а также поля газотермодинамических параметров в тракте расширительной машины катапульты.*

**Ключевые слова:** беспилотный летательный аппарат, минометный старт, закон горения, стартовая перегрузка.

### Введение

Известен класс мобильных комплексов дистанционного зондирования поверхности земли, в состав которых входят одноразовые беспилотные летательные аппараты (БЛА), не оснащаемые двигательной установкой и совершающие планирующий полет на гибком раскладном крыле. За счет запаса кинетической энергии, полученной от наземного пускового устройства (НПУ), подобные БЛА выполняют полет сначала по баллистической, а достигнув максимальной высоты – по аэродинамической траектории. Необходимая энергетика ввода в полет БЛА обеспечивается условиями активного пиротехнического (минометного) старта. Минометный старт не является монополией боевых ракет и может успешно применяться для запуска легких БЛА (например, в беспилотной системе Swarm Launch фирмы Raytheon). Однако проблема согласования противоречивых характеристик мощного НПУ и легкого БЛА при условии сохранения компактности комплекса требует разработки соответствующего проектного инструментария.

### Постановка задачи

Из одноразового облика и массивированного применения БЛА данного класса непосредственно следует проектное требование минимизации стоимости бортового радиоэлектронного оборудования (БРЭО), чем ограничивается использование специализированных комплектующих в вибро-ударозащищенном исполнении. С другой стороны, для обеспечения длительного сеанса передачи информации планирующего или парашютирующего БЛА, который определяется высотой начального броска, требуется высокая скорость аппарата при выходе из ствольной направляющей. Придание высокой

начальной скорости при условии ограничения по стартовой перегрузке возможно за счет достаточно продолжительного разгона БЛА, что входит в антагонизм с габаритными требованиями к НПУ. Проблематика исследования вытекает из противоречивых требований обеспечения минимальных габаритов конструкции, максимально допустимой скорости ввода в полет БЛА при ограничении стартовой перегрузки. На основании проведенных авторами исследований предложена методика проектирования компактных систем минометного старта, удовлетворяющих вышеизложенным требованиям.

### Априорные оценки

При проектировании НПУ для обеспечения взаимозаменяемости следует ориентироваться на параметры широко используемых стандартных минометных систем, например, калибром 120 мм. Однако, для обеспечения максимальной мобильности комплекса тяжелый минометный ствол представляется избыточным и может быть заменен компактной пластиковой направляющей. Достижение заданной скорости БЛА на ограниченном участке разгона возможно при воздействии постоянной продольной стартовой перегрузки  $n_x = \text{const}$ , близкой к предельно допустимому значению ( $n_x^*$ ). Стартовая перегрузка с точностью до размерной константы определяет усилие, воздействующее на днище пускового контейнера (казенник). В свою очередь, при неизменной площади днища давление также должно оставаться неизменным при движении БЛА вдоль ствольной направляющей.

$$p(x) = \frac{m_{\text{БЛА}} n_x^* g}{F} = p^* = \text{const}, \text{ при } \forall x, \quad (1)$$

где  $p(x) = p^*$  – давление расширения;  $m_{\text{БЛА}}$  – мас-

са запускаемого БЛА;  $n_x^*$  – предельно допустимая продольная перегрузка;  $g$  – ускорение свободного падения;  $F$  – площадь поперечного сечения ствольной направляющей;  $x$  – дистанция разгона.

Однако во время движения БЛА вдоль ствольной направляющей происходит многократное увеличение рабочего объема тепловой расширительной машины  $W_{\Pi}$ , и в результате чего давление расширения пропорционально снижается. По этой причине для поддержания постоянного уровня давления, а значит и стартовой перегрузки, необходимо прогрессивное увеличение массы газа  $m_{\Pi} = G(x)t$  в расширительной машине. Рабочий объем определяется дистанцией, пройденной БЛА в ствольной направляющей  $W_{\Pi} = Fx$ . Тогда расход продуктов сгорания, согласно уравнению состояния  $p^* m_{\Pi} = W_{\Pi} RT$ , также должен изменяться пропорционально координате БЛА:

$$G(x) = \frac{p^* F x}{R T t}, \quad (2)$$

где  $G(x)$  – секундный расход продуктов сгорания;  $R$  – газовая постоянная;  $T$  – температура продуктов сгорания;  $t$  – текущее время.

В пиротехнических системах, где выгорание твердого ракетного топлива (ТРТ) происходит параллельными слоями, массовый расход продуктов сгорания определяется поверхностью горения  $G = u \rho_T$  (где  $u$  – скорость горения,  $\rho_T$  – плотность ТРТ). В ракетной технике степень выраженности прогрессивного закона горения определяется отношением конечной и начальной поверхностей горения шашки. Таким образом, задача проектирования компактной системы минометного старта состоит в отыскании геометрии заряда, обеспечивающего необходимую степень прогрессивности, пропорциональную отношению начальной и конечной длин расширительной машины.

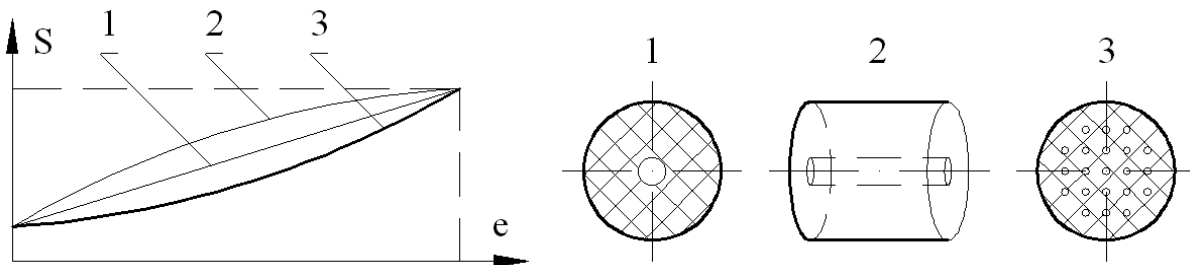


Рис. 1. Прогрессивные законы горения (а) и реализующие их конфигурации зарядов ТРТ (б)

Наружный диаметр шашки (принимается 110 мм) ограничивается калибром ствольной направляющей, а диаметр внутренних каналов (6 мм в количестве 60 шт.) определяется исходя из потребной величины номинальной поверхности горе-

$$\sigma_{\Pi} = \frac{S_K}{S_H} \sim \frac{L_K}{L_H}, \quad (3)$$

где  $\sigma_{\Pi}$  – степень прогрессивности шашки;  $S_H$ ,  $S_K$  – начальная и конечная поверхности горения;  $L_H$ ,  $L_K$  – начальная и конечная длина расширительной машины.

В связи с тем, что путь, пройденный БЛА в ствольной направляющей, пропорционален квадрату времени  $2x = n_x g t^2$ , расходная характеристика должна иметь нелинейную зависимость выпуклостью вниз. Известная длина ствольной направляющей и приведенная длина неиспользуемого «подракетного» объема позволяют оценить степень прогрессивности искомого заряда, которая должна быть не ниже 44. Стандартные кольца-заряды минометных систем в данном случае не применимы, так как обладают регрессивным законом горения зерна (где под законом горения понимается зависимость свода от поверхности горения  $S(e)$ ).

Прогрессивностью характеризуются трубчатые заряды ТРТ с внешней бронированной поверхностью и внутренним цилиндрическим каналом [2] (рис. 1, поз. № 1). Нелинейную зависимость выпуклостью вверх дают трубчатые заряды с цилиндрическим каналом, у которых один торец не забронирован (рис. 1, поз. № 2). Нелинейную зависимость выпуклостью вниз с высокой степенью прогрессивности позволяют получить многоканальные цилиндрические моноблоки, бронированные по внешней поверхности (рис. 1, поз. № 3). Диаметр и расположение каналов позволяют программировать характер и степень прогрессивности. Так как поверхность горения изменяется пропорционально квадрату диаметра разгорающегося канала, такие заряды потенциально пригодны в качестве пороховых аккумуляторов давления (ПАД) систем минометного старта.

Наружный диаметр шашки (принимается 110 мм) ограничивается калибром ствольной направляющей, а диаметр внутренних каналов (6 мм в количестве 60 шт.) определяется исходя из потребной величины номинальной поверхности горе-

ния и полученной степени прогрессивности. Невысокая величина свода горения (7 мм) и кратковременность процесса запуска требуют применения топлива с высокой скоростью горения (например, АСС – 200 мм/с). Десятикратное ограничение (по

сравнению со стандартной миной) стартовой перегрузки (300 g) позволяет достичь скорости БЛА 100 м/с на выходе из направляющей. В качестве угла бросания выбирается величина 80°, дающая максимальное возвышение на траектории при использовании наибольшего заряда [3].

### Расчетный инструментарий

Определение характеристик минометной системы, обеспечивающей достижение заданной скорости БЛА на минимальном участке разгона при ограничении стартовой перегрузки, так или иначе, связано с решением задачи условной параметрической оптимизации. Управляемым параметром в задаче является степень прогрессивности закона горения порохового заряда ( $\sigma_{II}$ ). Максимальная работа  $A^* = n_X^* g m_{БЛА} L$  по разгону БЛА возможна при поддержании постоянной стартовой перегрузки вдоль ствольной направляющей:  $n_X^* = \text{const}$ . Регрессивный закон горения, а значит и стартовой перегрузки, существенно уменьшит работу по разгону БЛА ( $A_-$ ). Тогда целевой функцией, количественно выражающей совершенство системы разгона, является коэффициент полноты совершенной работы ( $\kappa$ )

$$\kappa = \frac{A_-}{A^*}. \quad (4)$$

Таким образом, условие достижения допустимой скорости ввода в полет БЛА ( $V_0$ ) на минимальном участке разгона ( $L \rightarrow \min$ ), постоянства стартовой перегрузки ( $n_X^* = \text{const}$ ) и максимального значения коэффициента полноты совершенной работы ( $\kappa \rightarrow 1$ ), становятся эквивалентными. Задача оптимизации сводится к отысканию геометрии заряда со степенью прогрессивности, который обеспечивал бы максимальное значение коэффициента полноты совершенной работы в области решений. Область допустимых решений ограничивается значением предельно допустимой стартовой перегрузки, действующей на БЛА во время разгона и минимально допустимой скоростью ввода в полет:

$$\begin{cases} \kappa(\sigma_{II}^*) = \max_{\sigma_{II} \in D} \kappa(\sigma_{II}); \\ n_X(x) \leq n_X^*, \forall x \in L; \\ V_0 \geq V_{0 \min}. \end{cases} \quad (5)$$

Важным этапом решения задачи оптимизации является составление физико-математической модели (ФММ), которая обеспечивает взаимосвязь внутрисистемных переменных.

Процесс разложения ТРТ критическим образом определяет динамические характеристики пиротехнической системы. Скорость горения ТРТ не явля-

ется постоянной, но зависит от ряда параметров среды на поверхности топлива: температуры, давления и скорости течения. Поэтому газотермодинамическая модель НПУ должна отображать пространственно неоднородные нестационарные явления и изменение границ расчетной области вследствие выгорания заряда и перемещения поддона в канале ствола.

Состояние физических полей в расчетной области отображается двумя термодинамическими и одним кинематическим параметром. Движение многокомпонентной вязкой сжимаемой среды описывается уравнениями переноса массы импульса и энергии в консервативной форме.

Система решается методом интегроинтерполяции на равномерной пространственной сетке в декартовой системе координат. Разнородные физические факторы рабочего процесса отображаются методом особенностей вида источников-стоков. В качестве однопараметрической модели турбулентности используется метод нормирования аппроксимационной вязкости. Более подробно метод численной и программной реализации модели описан во множественных публикациях и продемонстрирован в отношении различных объектов техники [4 – 6].

Частная конфигурация ФММ системы минометного старта дополняется моделью горения ТРТ. Набор параметров для задания источника горения определенной интенсивности (масса, импульс, энергия) определяется исходя из закона горения топлива  $u = br^v$  (где  $b$  – эмпирический коэффициент, зависящий от свойств топлива;  $v$  – коэффициент зависимости скорости горения от давления в камере). Интенсивности записываются в правых частях дифференциальных уравнений соответствующих законов сохранения в виде приращений плотности:

$$\Delta \rho = \frac{\rho_T u \Delta \tau}{h}, \quad (6)$$

где  $\Delta \tau$  – временной шаг;  $h$  – шага по времени.

Метод численного решения системы уравнений ФММ НПУ программно реализован на языке Visual Fortran в виде авторского программного продукта. Программа позволяет сопровождать вычислительный эксперимент отображением срезов физических полей (давление, температура, скорость, концентрации продуктов сгорания) в качестве цветowych карт (рис. 2) и интегральных характеристик в виде графиков.

Твердотельные маски, отображающие топологические свойства объекта исследования, генерируются путем импорта из среды проектирования Solid Works с помощью разработанного на языке Visual Basic авторского пакета программ Mesh 3D.

Результаты получены в расчетной области размерами 355×30×30 ячеек (твердотельной маской отображен только поддон) с пространственным шагом 5 мм.

## Результаты исследования

Судя по результатам численного эксперимента, процесс разгона сопровождается интенсивным колебательным процессом, тем самым существенно снижая полезную работу расширительной машины, по сравнению с максимально возможной при заданных ограничениях (4). Высокая температура продуктов сгорания выбранного быстрогорящего типа топлива (3476 К) приводит к усилению волновых эффектов в расширительной машине. Вблизи выдвигаемого из цилиндра поршня фиксируется фронт отходящей волны разрежения высокой интенсивности. В результате чего, несмотря на высокое значение среднего давления в цилиндре (8,57 бар), его интегральная величина вблизи поршня ниже на 70 % (2,75 бар), чем обусловлено уменьшенное тяговое усилие. Благодаря множеству струй горячих газов, образуемых вследствие симметричного расположения каналов, движение среды в расшири-

тельно машине приближается к ламинарному. Последнее обстоятельство способствует минимизации потерь энергии процесса расширения и при достаточно большом относительном удлинении цилиндра расширительной машины (14 калибров).

На рис. 3 представлено совместное отображение линий тока и поля скоростей в проточной части расширительной машины, построенное с помощью специализированной программы TecPlot 360. Анализ направления линий тока указывает на сложный взаимосвязанный характер внутреннего течения между струями и отходящими от поддона волнами. Особо сильные турбулентные зоны примыкают к местам подвода рабочего тела (вблизи заряда ТРТ). Субстанциональная скорость частиц в отходящей волне разрежения-сжатия превышает скорость струи продуктов сгорания. Поэтому в местах интенсивного колебательного процесса (до середины направляющей) сохраняется ламинарное течение с реверсивными зонами.

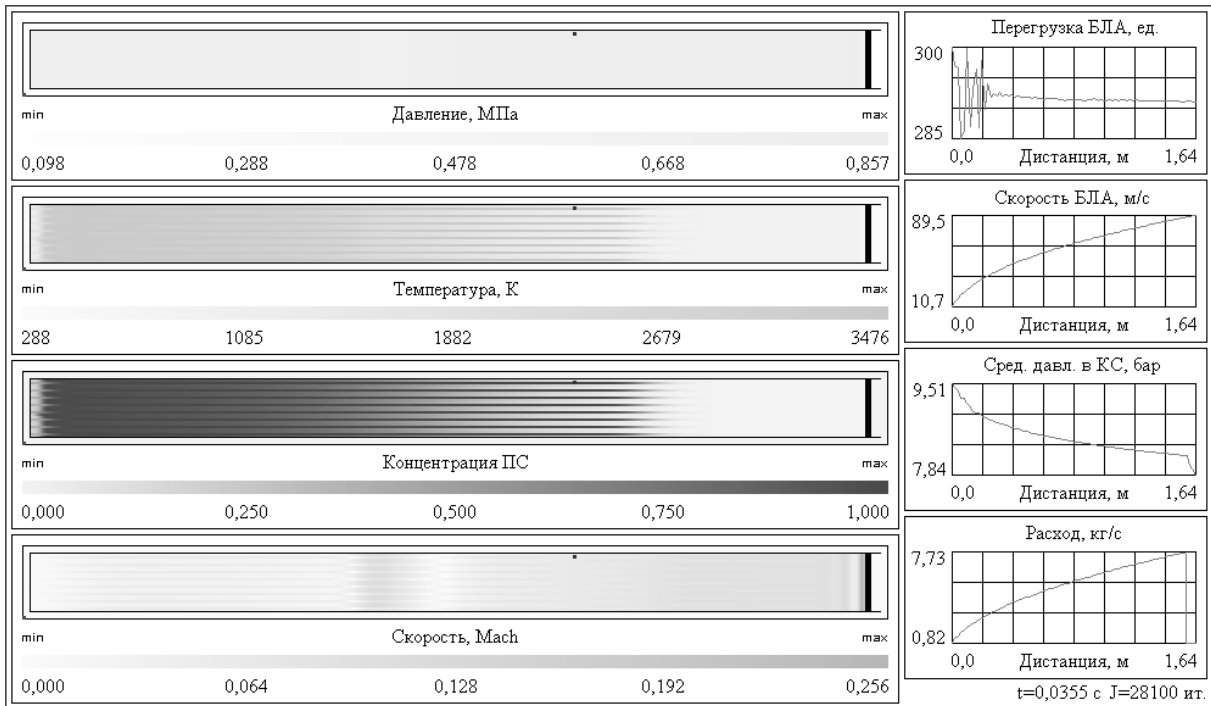


Рис. 2. Завершающий фазовый срез программы расчета минометного старта БЛА

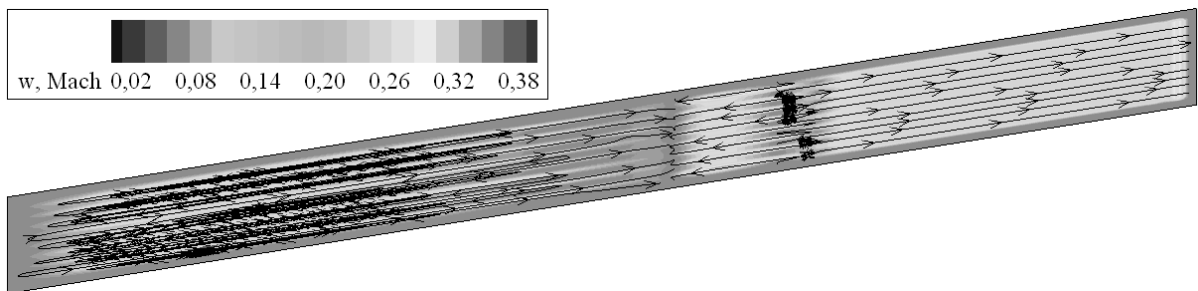


Рис. 3. Визуализация линий тока совместно с полем скоростей

Предлагаемая концепция проектирования, в основе которой лежит обеспечение постоянного уровня стартовой перегрузки, позволяет использовать аккумуляторы низкого давления, в том числе и пневматические. Несмотря на выбор стандартной ствольной направляющей 120 мм-го миномета, для ввода в полет легкого БЛА (3,5 кг) может быть использована легкая труба из углепластика. К моменту покидания БЛА канала ствольной направляющей заряд ТРТ полностью выгорает, в результате чего обеспечивается оптическая скрытность запуска.

Расчет проводился для шашек с различным количеством каналов, исходя из условия равенства начальной площади горения и массы заряда, поэтому длина шашки незначительно варьировалась в пределах 20 мм. Динамика разгона БЛА при различных конфигурациях заряда приведена на рис. 4 а, б.

Оптимальные параметры обеспечивает цилиндрический моноблок с 60 концентрически расположенными каналами, прогрессивность которого составляет 46. Такой заряд позволяет придать максимальную скорость БЛА (291 м/с) на заданном участке разгона длиной 1,7 м за счет поддержания постоянной стартовой перегрузки (291 g) на уровне предельно допустимого значения (табл. 1). Специально подобранная конфигурация заряда (рис. 4, поз. № 4) дает большую на 15 % скорость БЛА по сравнению с нейтральным законом горения (поз. № 0), который обеспечивает телескопический заряд, за счет повышения коэффициента полноты совершенной работы (4) с 0,74 до 0,99. Проведенные мероприятия позволяют сократить дистанцию разгона на 29 % при обеспечении аналогичной скорости ввода в полет БЛА 77,9 м/с.

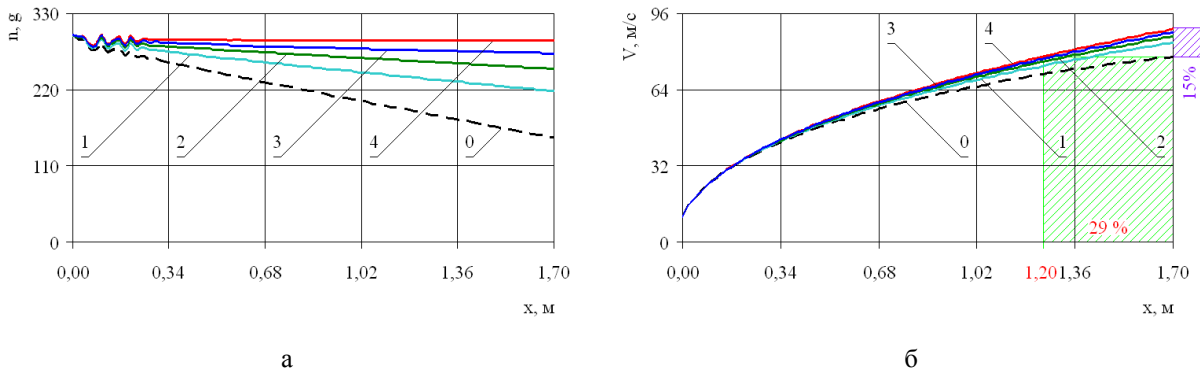


Рис. 4. Динамические характеристики БЛА на участке разгона: а – перегрузка; б – скорость. Номер позиции: 0 – постоянный закон; 1-4 – соответствует итерации, проведенной для заданной степени прогрессивности заряда (табл. 1)

Таблица 1

Интегральные показатели минометной системы старта при варьировании степени прогрессивности заряда ТРТ

| №№ п/п | Физическая величина                     | Значение параметра |      |      |      |      |
|--------|---|--------------------|------|------|------|------|
|        |   | 0                  | 1    | 2    | 3    | 4    |
| 1      | Прогрессивность закона горения          | –                  | 34   | 38   | 42   | 46   |
| 2      | Средняя стартовая перегрузка            | 218                | 253  | 270  | 281  | 291  |
| 3      | Скорость БЛА на срезе направляющей, м/с | 77,9               | 83,6 | 86,0 | 88,0 | 89,8 |
| 4      | Коэффициент полноты работы              | 0,74               | 0,86 | 0,92 | 0,95 | 0,99 |

Обеспечение высокой степени прогрессивности при высокой площади горения для ствольных направляющих с большим относительным удлинением представляется затруднительным мероприятием. Высокая степень прогрессивности может быть компенсирована увеличением подракетного объема, однако содержащийся в нем воздух способен вступать в последующую реакцию с продуктами разложения ТРТ. Это происходит из-за завышенного в 5 – 7 раз содержания горючего в топливе для обеспечения высокой адгезии компонентов [7]. Поэтому увеличение подракетного объема может привести к

взрывному догоранию продуктов сгорания ПАД [1]. Для исключения подобных нежелательных явлений используются дополнительные маломощные ПАД с нейтральным законом горения для вытеснения воздуха из подракетного объема и замещения его продуктами разложения ракетного топлива.

### Выводы

Активный пиротехнический старт является энергетически более выгодным по сравнению с реактивным, что делает его более привлекательным для ввода в полет БЛА различного назначения.

Для запуска БЛА может применяться стандартная ствольная направляющая миномета. В таком случае задача оптимального проектирования сводится к поиску геометрии заряда, обеспечивающего максимальную скорость БЛА.

Оптимальная конфигурация метательного заряда должна обладать высокой степенью прогрессивности для поддержания постоянного уровня давления в расширительной машине, а значит – и стартовой перегрузки, действующей на БЛА.

Создание заряда ТРТ с высокой прогрессивности достаточно сложно технологически. Меньшая степень прогрессивности может быть обеспечена увеличением подракетного объема, но требует дополнительного ПАД для вытеснения воздуха.

Желание удешевить БРЭО влечет за собой уменьшение начальной скорости БЛА и безальтернативно приводит к самолетному облику, исключая возможность использования полностью пассивного внешнего участка траектории из-за недостаточного траекторного возвышения.

## Список литературы

1. Колюхов С.Н. Минометный старт межконтинентальных баллистических ракет [Текст] / П.П. Логачев, С.Н. Колюхов. – Дн.: НАН, НКА Украины, Ин-т техн. мех., 1997. – 212 с.

2. Шапиро Я.М. Теория ракетного двигателя на твердом топливе [Текст] / Я.М. Шапиро, Г.Ю. Мазинг, Н.Е. Прудников. – М.: Воениздат, 1966. – 256 с.

3. Никифоров Н.Н. Минометы [Текст] / Н.Н. Никифоров. – М.: Воениздат, 1956. – 248 с.

4. Амброжевич М.В. Малоресурсная подмодель турбореактивного двигателя [Текст] / М.В. Амброжевич, А.В. Корнев, В.А. Серета // Авиационно-космическая техника и технология. – 2016. – № 1 (124). – С. 44-51.

5. Амброжевич А.В. Циркуляционный принцип траекторного поддержания за счет интеграции эжекторного прямоточного двигателя в летающее крыло [Текст] / А.В. Амброжевич, А.В. Грищенко, А.В. Корнев, К.В. Мигалин, В.А. Серета // Авиационно-космическая техника и технология. – 2014. – № 5 (112). – С. 56-63.

6. Серета В.А. Согласование характеристик пневматического привода и телескопической трансмиссии наземной катапульты [Текст] / В.А. Серета // Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України. – 2016. – № 1 (22). – С. 36-40.

7. Штехер М.С. Топлива и рабочие тела ракетных двигателей / М.С. Штехер. – М.: Машиностроение, 1976. – 304 с.

Поступила в редколлегию 12.09.2016

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

## КОНЦЕПЦІЯ ПРОЕКТУВАННЯ КОМПАКТНОЇ СИСТЕМИ МІНОМЕТНОГО СТАРТУ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

М.В. Амброжевич, В.О. Серета

*Розглянуто проблематику запуску безпілотного літального апарату за допомогою систем мінометного старту. Визначено параметри пускового пристрою, що дозволяє реалізувати розгін літального апарату на мінімальній ділянці напрямної. Проведено аналіз формування зарядів твердого палива для забезпечення заданої величини прогресії закону горіння. Представлений проектний інструментарій для чисельного дослідження робочих процесів в системах старту даного типу. Чисельним експериментом отримано оптимальні інтегральні характеристики пристрою, а також поля газотермодинамічних параметрів в тракті розширювальної машини катапульты.*

**Ключові слова:** безпілотний літальний апарат, мінометний старт, закон горіння, стартове перевантаження.

## THE CONCEPT OF DESIGNING COMPACT SYSTEM MORTAR START OF THE AIRCRAFT

M.V. Ambrozevich, V.A. Sereta

*Examined problems of launching unmanned aerial vehicle using mortar start systems. The parameters of the starting device allowing to realize the acceleration of the aircraft at the minimum section of the guide. The analysis of the formation of solid fuel charge for a given value of the progression of burning law. Presented design tools for numerical research of working processes in this type of system start. Numerical experiments the optimal integral characteristics of the device, and field of gas-dynamical parameters in the path of the expansion machine catapult.*

**Keywords:** unmanned aerial vehicle, mortar start, burning law, starting overload.