

УДК 623.462

Изучение влияния вида траектории полёта управляемого артиллерийского снаряда на дальность его боевого действия

Розанов Л. А., специалист

*Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана,
кафедра «Ракетные и импульсные системы»*

Научный руководитель: Никитина И.Е., к.т.н, доцент

Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

kafsm6@sm.bmstu.ru

В настоящее время военные ведомства и разработчики вооружения зарубежных стран проявляют интерес к управляемым артиллерийским снарядам (УАС) с повышенной дальностью действия. Эти снаряды позволяют одновременно расширить круг задач, выполняемых ствольной артиллерией и снизить стоимость их выполнения. Целью работы, рассматриваемой в данной статье было исследовать баллистические характеристики и рассмотреть влияние вида траектории на дальность полёта образца.

Известен активно-реактивный УАС *LRLAP (Long-Range Land Attack Projectile)*, разрабатываемый компаниями *BAE Systems* и *Lockheed Martin*. В настоящее время этот снаряд проходит стадию испытаний. Ниже приведены основные характеристики этого изделия:

Калибр: 155 мм;

Масса: 104.3 кг;

Размах крыльев: 450 мм;

Тип БЧ: Осколочно-фугасная;

Дальность действия: до 137 км;

Система наведения: Инерциальное наведение + наведение по сигналу GPS;

КВО: 25 м.

LRLAP предполагается использовать в комплексе с 155-мм пушкой *AGS (Advanced Gun System)*, установленной на эскадренные миноносцы проекта *DDG-1000* для поддержки сухопутных войск в прибрежной зоне.

Движение снаряда происходит сначала по баллистической траектории полёта; после прохождения верхней точки траектории осуществляется переход на

небаллистический участок, за счёт чего достигается увеличение дальности. Снаряд выполняет манёвр, последовательно переходя на три прямолинейных участка полёта, различающиеся между собой значениями угла наклона траектории θ , причём $\theta_3 > \theta_1 > \theta_2$. Такой способ увеличения дальности получил название полёта с участком подпланирования на траектории. Помимо *LRLAP*, он применяется в таких разработках, как *M982 Excalibur* (разработчик - *BAE Systems*), *Vulcano* (разработчик - *OTO Melara*) и *MS-SGP* (уменьшенная версия *LRLAP* для полевой артиллерии). Примерный вид траектории *LRLAP* представлен на рис. 1.

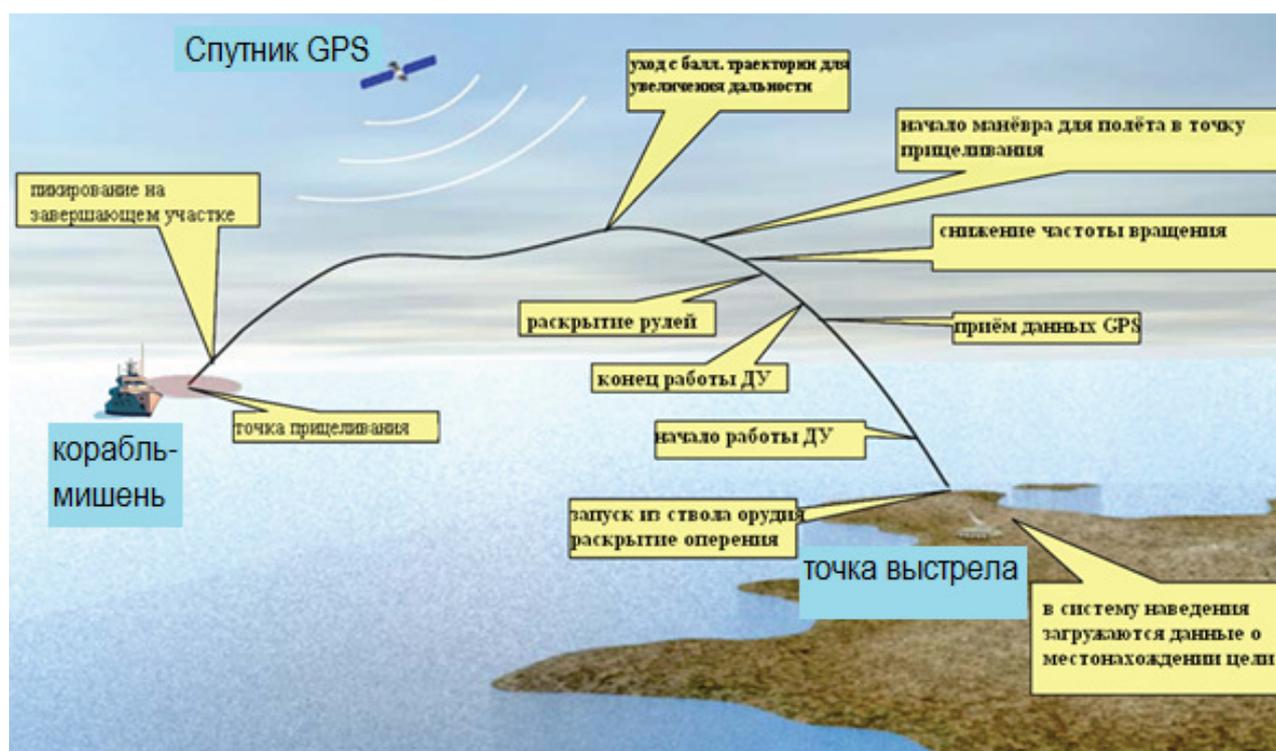


Рис. 1. Траектория полёта УАС *LRLAP*

При рассмотрении задачи полёта такого образца управляемого снаряда необходимо было определить зависимость дальности полёта по баллистической траектории от стартовой массы и энергетических характеристик топлива (удельного импульса). Для этого последовательно решалась прямая задача внешней баллистики со следующими условиями:

- неизменная скорость снаряда в начале активного участка траектории ($V_0=600$ м/с);
- неизменная тяговооружённость РДТТ ($\eta=3$);

- варьируемые значения скорости снаряда в конце активного участка траектории ($V=700\dots900$ м/с с шагом 50 м/с);

- варьируемые значения единичного импульса топлива РДТТ ($J_{10}=2400\dots2800$ Н · с/кг с шагом 100 Н · с/кг).

Для решения прямой задачи внешней баллистики применялась следующая система дифференциальных уравнений:

$$\begin{pmatrix} \frac{d}{dt} V \\ \frac{d}{dt} y \\ \frac{dy}{dx} \theta \\ \frac{d}{dt} x \\ \frac{d}{dt} \mu \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{\eta}{(1-\mu)} \cdot g + \frac{\eta \cdot (1-\Pi(y))}{\left(f(V,y) \cdot \frac{p_{00}}{p_{ho}}\right) \cdot (1-\mu)} \cdot g - \frac{i \cdot C_{x43}(M(V,y)) \cdot K \cdot \Pi(y) \cdot M(V,y)^2}{q_m \cdot (1-\mu)} \cdot g - g \cdot \sin(\theta) \\ V \cdot \sin(\theta) \\ -g \cdot \cos(\theta) \\ \frac{V \cdot \cos(\theta)}{V} \\ \frac{g \cdot \eta}{J_{01}} \end{pmatrix}$$

Задача решалась с применением основных допущений:

- кривизна Земли не учитывается;
- снаряд – тяжёлая материальная точка;
- угол атаки мал и приблизительно равен 0° ;
- постановка задачи – плоская (траектория лежит в плоскости Оху);
- работа системы управления считается идеальной.

Давление в камере ДУ p_{00} принималось равным 15 МПа, а коэффициент формы i считался равным 1,55. Калибр снаряда $d = 152$ мм.

В результате решения этой задачи были получены значения относительного запаса топлива μ (отношение массы топлива к массе образца) для различных скоростей конца активного участка и различных единичных импульсов топлива. Данные приведены в таблице 1.

Таблица 1

Значения относительного запаса топлива

		Скорость в конце активного участка, м/с				
		V=700	V=750	V=800	V=850	V=900
Единичный импульс топлива, Н · с/кг	$J_{10}=2400$	0,166	0,16	0,154	0,149	0,144
	$J_{10}=2500$	0,208	0,201	0,194	0,187	0,182
	$J_{10}=2600$	0,244	0,235	0,227	0,22	0,213
	$J_{10}=2700$	0,274	0,264	0,255	0,247	0,24
	$J_{10}=2800$	0,301	0,291	0,281	0,272	0,264

Стартовая масса образца определялась по формуле (1):

$$m = \frac{m_{\text{ПН}}}{1 - \beta \cdot \mu} \quad (1),$$

Где $m_{\text{ПН}}$ – масса полезной нагрузки, μ – относительный запас топлива, а β – коэффициент конструктивного совершенства двигательной установки.

При этом масса полезной нагрузки определялась с учётом массы системы управления, используемой на LRLAP, и значением массы БЧ, полученной из ранее проведённых расчётов боевой части ($m_{\text{ПН}} = 30$ кг). Коэффициент β считался равным 2,9.

Далее было проведено решение прямой задачи внешней баллистики с учётом данных по стартовой массе снаряда. В результате получены дальности полёта снаряда по баллистической траектории для каждого из рассматриваемых вариантов, на основе которых была установлена функциональная зависимость дальности полёта от стартовой массы образца, приведённая на рис. 2. Здесь и далее начальная скорость снаряда (при вылете из канала ствола орудия) считается равной 800 м/с.

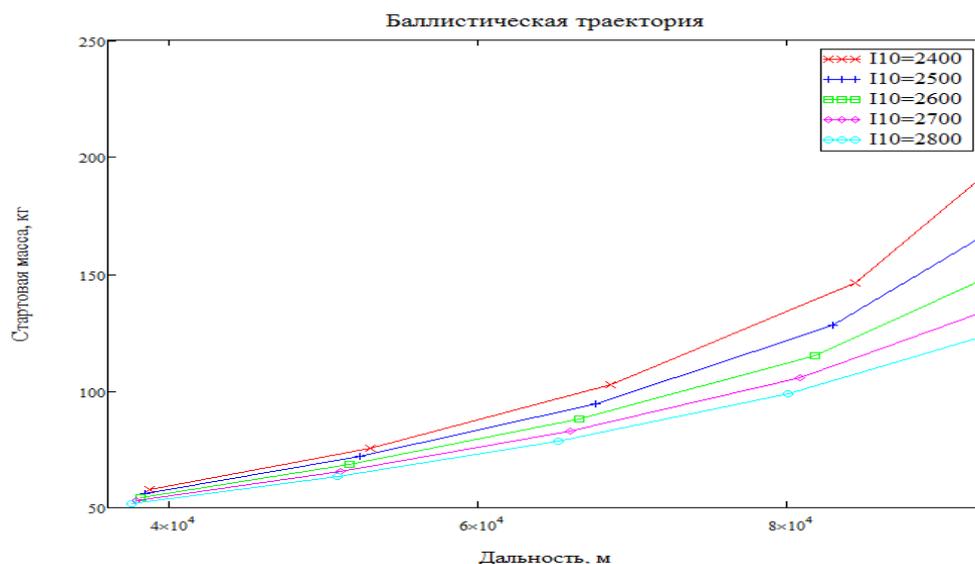


Рис. 2. График зависимости дальности полёта снаряда от его стартовой массы при разных значениях единичного импульса топлива

При выборе опорного варианта рассматривалось ограничение по стартовой массе в 65 кг, обусловленное массовыми характеристиками снарядов артиллерии сухопутных войск. Самым тяжёлым образцом 152/155 мм снаряда является американский УАС *M712 Copperhead*, имеющий массу 62,4 кг и разработанный в 70-х годах XX века. С учётом поправок на уровень развития технологий, верхнее значение стартовой массы было увеличено до 65 кг.

В итоге в качестве опорного был принят вариант со стартовой массой $m=65$ кг и единичным импульсом топлива $J_{10}=2600$ Н·с/кг. Значение единичного импульса соответствует реальным характеристикам смесевых ракетных топлив, применяемых в настоящее время.

Далее проводилось исследование влияния времени задержки включения двигателя после вылета снаряда из канала ствола. На основании расчёта внутренней баллистики РДТТ снаряда, из которого были получены уточнённые значения следующих параметров образца:

стартовая масса $m_0=68,7$ кг;

тяговооружённость $\eta=9,768$;

время работы ДУ $t_0=4,73$ с;

относительный запас топлива $\mu=0,18$;

единичный импульс топлива $J_{10}=2513$ Н·с/кг.

Для определения зависимости дальности полёта по баллистической траектории от задержки включения ДУ с варьированием времени задержки от 2,5 до 20 с. Результаты приведены на графике на рис. 3.

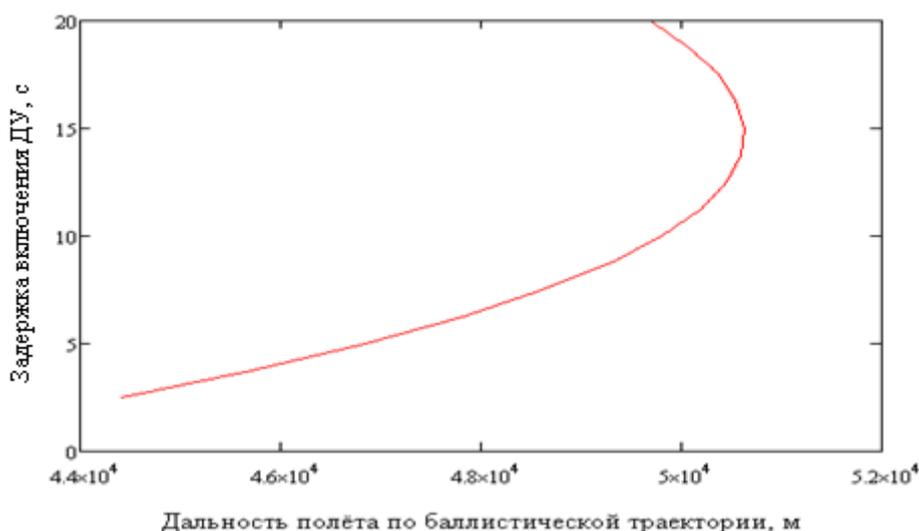


Рис. 3. График зависимости дальности полёта снаряда по баллистической траектории от времени задержки включения РДТТ

В соответствии с полученными результатами, задержка включения ДУ для образца была принята равной 15 секундам, что соответствует максимальной дальности полёта по баллистической траектории (51 000 м).

Далее производилось рассмотрение вида траектории, обеспечивающего полёт образца на максимальную дальность. Для этого было построено семейство траекторий при

различных значениях угла наклона траектории на первом и втором отрезках участка подпланирования ($\theta_1 = 20^\circ, 25^\circ, 30^\circ, 35^\circ, 40^\circ$ и $\theta_2 = 8^\circ, 11^\circ, 14^\circ, 17^\circ, 20^\circ$ соответственно). Угол наклона траектории на завершающем отрезке оставался неизменным и принимался равным 35° . Сход с баллистической траектории осуществлялся при угле наклона в $16,5^\circ$, который также оставался неизменным.

После выбора опорного варианта по углу наклона траектории на рассматриваемых отрезках движения задавались условия перехода от одного отрезка к другому, которые определялись достижением снарядом определённого значения скорости.

На семействе траекторий, приведённом на рис. 4, переход от первого отрезка ко второму осуществляется при скорости 400 м/с, а от второго к завершающему – при скорости 275 м/с.

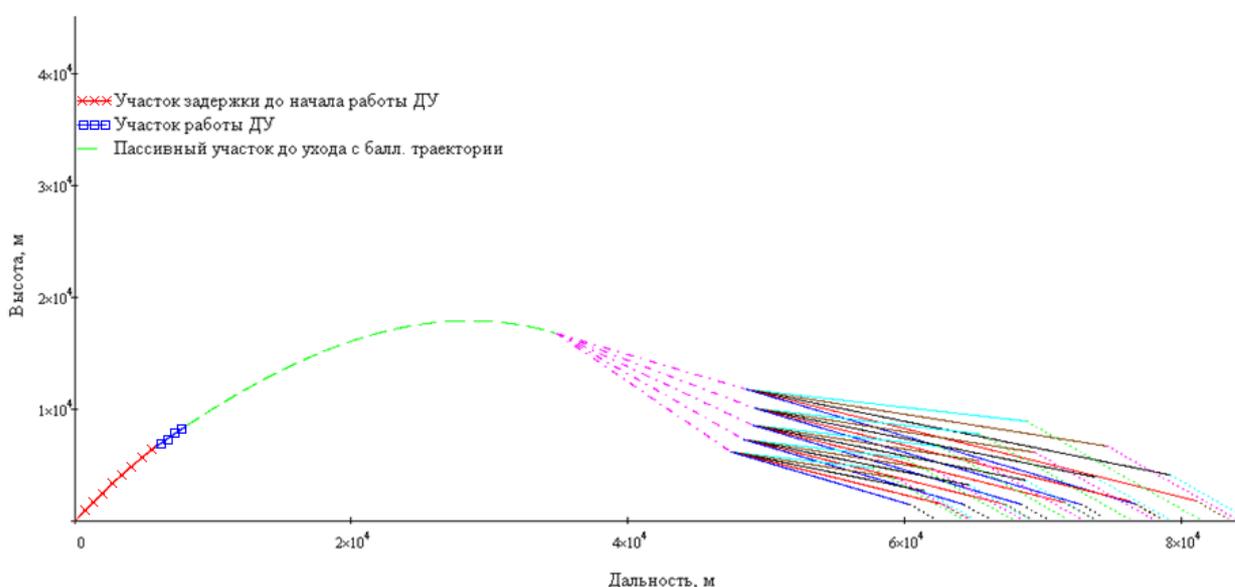


Рис. 4. Семейство траекторий

В качестве опорного варианта была выбрана траектория с углом наклона первого отрезка $\theta_1 = 20^\circ$ и второго отрезка $\theta_2 = 8^\circ$. При этих условиях дальность составила 85 000 м.

Далее исследовалось влияние протяжённости первого и второго отрезков на дальность полёта. Для этого были рассмотрены три значения скорости образца в начале ($V^I=375, 400, 425$ м/с) и в конце ($V^{II}=275, 250, 225$ м/с) второго отрезка. На основании этого было получено второе семейство траекторий, приведённое на рис. 5.

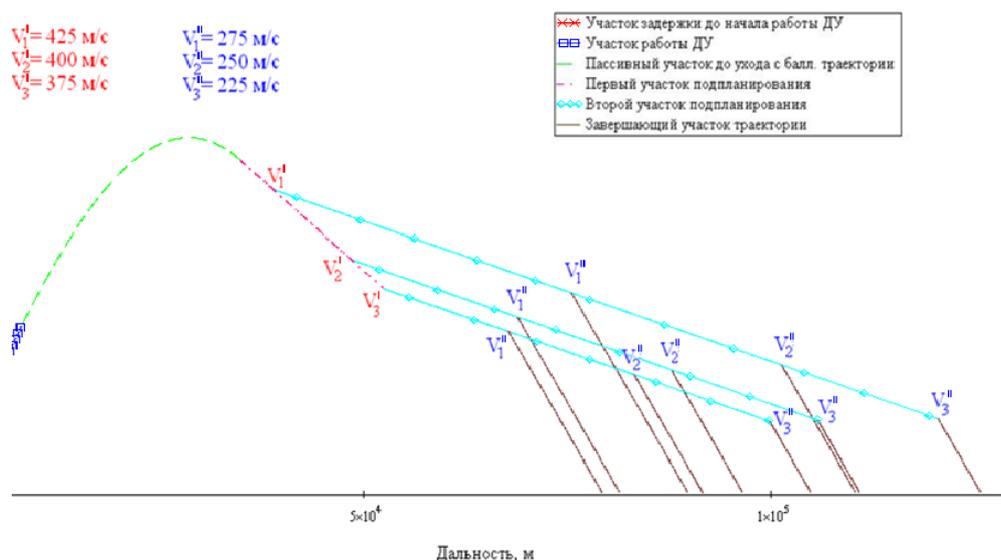


Рис. 5. Влияние продолжительности отрезков участка подпланирования на дальность полёта снаряда

Далее анализировалось влияние задержки запуска ДУ на дальность полёта с учётом участка подпланирования. Анализ проводился для следующих значений $t_{\text{задержки}}$: 2,5, 5, 10 и 15 с. Протяжённость отрезков на небаллистическом участке траектории задавалась значениями скорости снаряда $V^I=375$ м/с и $V^{II}=225$ м/с. В результате было получено, что время задержки, обеспечивающее максимальную дальность полёта по баллистической траектории не обеспечивает максимальную дальность полёта по траектории с участком подпланирования. Здесь максимальная дальность достигается при значении $t_{\text{задержки}}=2,5$ с, что видно из рис. 6. С другой стороны, чем меньше время задержки включения ДУ, тем ниже скорость полёта снаряда по траектории, и, следовательно, меньше возможностей для переходов на различные варианты выполнения подпланирования. Это проиллюстрировано в таблице 2.

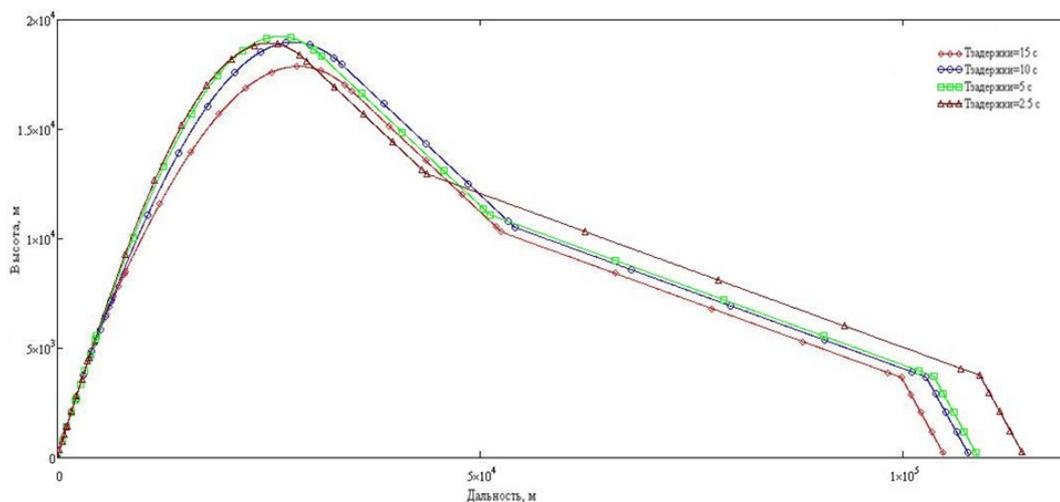


Рис. 6. Влияние задержки включения ДУ на дальность полёта с участком подпланирования

Таблица 2

Значения дальности полёта снаряда при различной продолжительности первого и второго отрезков участка подпланирования и различной задержке включения ДУ

	L, м		
	$V^I=425$ м/с	$V^I=400$ м/с	$V^I=375$ м/с
$t_{\text{задержки}}=15$ с			
$V^{II}=275$ м/с	91130	85000	83250
$V^{II}=250$ м/с	110400	97050	93730
$V^{II}=225$ м/с	125700	110800	104900
$t_{\text{задержки}}=10$ с			
$V^{II}=275$ м/с	---	87610	85610
$V^{II}=250$ м/с	---	100100	96300
$V^{II}=225$ м/с	---	114500	107900
$t_{\text{задержки}}=5$ с			
$V^{II}=275$ м/с	---	94320	84870
$V^{II}=250$ м/с	---	116200	96290
$V^{II}=225$ м/с	---	130200	108900
$t_{\text{задержки}}=2,5$ с			
$V^{II}=275$ м/с	---	---	84750
$V^{II}=250$ м/с	---	---	99280
$V^{II}=225$ м/с	---	---	114300

Примечание: Знак «---» означает, что скорость снаряда на траектории слишком недостаточна для осуществления манёвра с такими условиями его начала.

Полученные результаты показывают, что наибольшая дальность, равная 130200 м обеспечивается при $t_{\text{задержки}}=5$ с, $V^I=400$ м/с, $V^{II}=225$ м/с. Получена дальность полёта, соответствующая американскому высокоточному УАС повышенной дальности *LRLAP*. Для достижения такого значения дальности рассматривались два фактора влияния на

полёт образца: применение участка подпланирования на траектории и подбор времени задержки включения ДУ после вылета снаряда из канала ствола. Первое обеспечило увеличение дальности более чем в 2 раза по сравнению с полётом по баллистической траектории. Второе позволило повысить дальность до 15% по сравнению с вариантами, для которых не проводился подбор времени задержки включения ДУ.

Список литературы

1. Лебедев А.А., Чернобровкин С.Л. Динамика полёта беспилотных летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1973. 615 с.
2. Орлов Б.В., Мазинг Г.Ю. Термодинамические и баллистические основы проектирования ракетных двигателей на твёрдом топливе. М.: Машиностроение, 1968. 536 с.
3. Next-Gen Naval Gunfire Support: The USA's AGS & LRLAP. Available at: <http://www.defenseindustrydaily.com/next-gen-naval-gunfire-support-the-usas-ags-lrlap-07171/>, accessed 15.05.2014.