

Аэрокосмический научный журнал

Сетевое научное издание
МГТУ им. Н.Э. Баумана
<http://aerospjournal.ru>

Ссылка на статью:

// Аэрокосмический научный журнал.
МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2015.
№ 03. С. 26–35.

DOI: **10.7463/aersp.0315.0781988**

Представлена в редакцию: 21.04.2015
Исправлена: 07.05.2015

© МГТУ им. Н.Э. Баумана

УДК 623.462.1

Анализ возможности увеличения дальности стрельбы перспективных управляемых ракет для отечественных реактивных систем залпового огня

Зубов В. Н.^{1,*}, Джеванширов П. Ф.²

[*prepodavatel@bk.ru](mailto:prepodavatel@bk.ru)

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

²ОАО «Головное системное конструкторское бюро
Концерна ПВО «Алмаз-Антей» имени академика А.А. Расплетина»,
Москва, Россия

Предложен способ повышения дальности стрельбы перспективной управляемой ракеты для отечественной реактивной системы залпового огня за счет применения прямоточного воздушно-реактивного двигателя и блока управления. Разработана компоновочная схема ракеты и проведены расчеты прямоточного воздушно-реактивного двигателя с использованием методов математического моделирования и пакетов прикладных программ, подтверждающие возможность реализации предложенного технического решения. Получены конкретные значения повышения дальности стрельбы и показана возможность улучшения характеристик ракеты для отечественной реактивной системы залпового огня до уровня зарубежных аналогов.

Ключевые слова: реактивные системы залпового огня, спутниковые навигационные системы, прямоточный воздушно-реактивный двигатель, воздухозаборные устройства, ракетный двигатель на твёрдом топливе

Введение

Анализ современных отечественных и зарубежных реактивных систем залпового огня (РСЗО) показывает, что сегодня основными направлениями совершенствования РСЗО являются: повышение мобильности комплексов РСЗО, снижение массы боевых машин, повышение точности и увеличение дальности стрельбы боеприпасов, расширение круга выполняемых задач.

Реализация первых двух направлений осуществляется путем снижения массы возимого боекомплекта, как за счет сокращения количества ракет, так и за счет снижения массы самой ракеты, что позволяет размещать возимый боекомплект на более лёгком шасси (рис. 1).



Рис. 1. 300-мм РСЗО «Смерч» на двух вариантах носителей разной массы. Слева – боевая машина 9А52-2 массой 43,7 т, справа – боевая машина 9А52-4 массой 24,7 т

Применение на ранее неуправляемых ракетах систем управления, осуществляющих наведение ракет с помощью спутниковых навигационных систем (GPS, ГЛОНАСС) в сочетании с инерциальными системами наведения, позволяет повысить точность стрельбы, а различное боевое снаряжение ракет (в том числе самоприцеливающимися суббоеприпасами) расширяет круг выполняемых задач. Увеличение дальности полета ракет может осуществляться за счет снижения массы полезной нагрузки (что нежелательно), изготовления корпуса и других агрегатов из более лёгких материалов, улучшения энергетических характеристик двигательных установок ракет, либо за счет применения нетрадиционных типов двигательных установок.

В последнее время ряд стран (США, Китай, Южная Корея и др.) разработали управляемые варианты ракет для РСЗО, наводимые с помощью GPS и инерциальной навигационной системы. Сравнение характеристик отечественных и зарубежных ракет для РСЗО, приведенных в таблице 1, показывает, что наиболее современная отечественная 300-мм корректируемая ракета 9М528 из состава РСЗО 9К58 «Смерч» уступает зарубежным образцам по габаритам, стартовой массе и точности стрельбы, что требует её существенной модернизации.

Таблица 1. Характеристики отечественных и зарубежных ракет для РСЗО

Ракеты	Калибр, мм	Длина, мм	Масса, кг	D_{\max} , км	Тип БЧ	КВО, м
GMLRS M30 (США) [1]	277	3940	308	70	Кассетная	5-10
GMLRS 31(США) [1]					ОФ	5-10
GMLRS+ (США) [2]			н/д	120-130	н/д	2-5
WM-120 (Китай)	273	5500	540	120	ОФ	н/д
9М528 (Россия) [3]	300	7600	815	90	ОФ	н/д

Вопрос повышения точности стрельбы может быть решен также как и в зарубежных системах за счет постановки на ракету блока управления. Отечественные предприятия ведут работы по созданию блоков спутникового наведения ракет, например, таких как базовый приемовычислитель «ПроНав» (рис. 2а), габариты которых позволяют разместить их на высокоманевренных летательных аппаратах, в том числе и на системах залпового огня. Также в ФГУП «ГНПП «Сплав»» (г. Тула) ведутся работы по созданию блока системы управления с аэродинамическими рулями для размещения в головной части снарядов РСЗО «Смерч» (рис. 2, б).

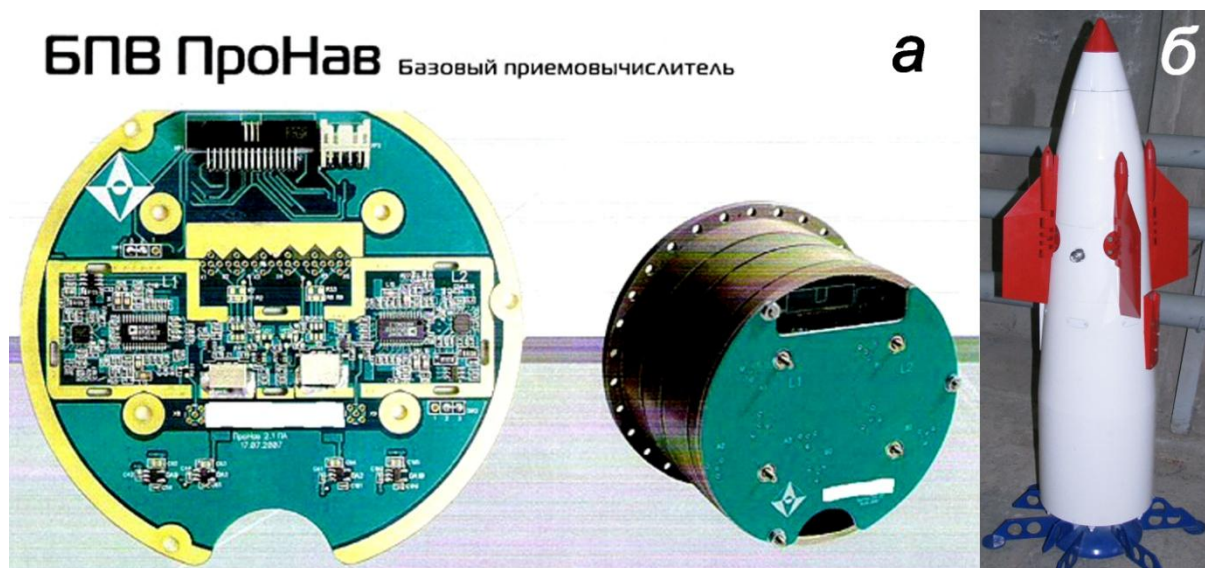


Рис. 2. Отечественный навигационный блок «ПроНав» (а) и блок системы управления для снарядов РСЗО «Смерч» (б)

Снабдив ракету отечественной системой управления с навигационным блоком спутникового наведения (рис. 2), по утверждению разработчиков, можно снизить круговое вероятное отклонение ракеты до 10 метров, независимо от дальности полета. Однако, если у отечественных разработчиков уже сейчас есть возможность повисить точность стрельбы управляемыми ракетами до уровня зарубежных РСЗО, то в плане существенного повышения дальности полета, в пределах штатных массогабаритных характеристик ракеты, вопрос остается открытым.

Для увеличения дальности полёта и уменьшения стартовой массы ракеты была исследована возможность замены используемого в ракете однорежимного ракетного двигателя на твёрдом топливе на прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ПВРД). Для разгона ракеты до скорости, необходимой для работы ПВРД, предлагается использовать отделяемый твердотопливный стартовый ускоритель. На рис. 3 представлена 3D модель предлагаемого варианта ракеты, выполненного по аэродинамической схеме «утка». Ракета состоит из следующих основных блоков. В носовой части ракеты расположено электронно-временное устройство, далее идет отсек блока системы управления, за ним отсек боевой части, далее ПВРД и стартовый ускоритель. Расположение воздухозаборных устройств (ВЗУ) и самого прямоточного

воздушно-реактивного двигателя в хвостовой части ракеты за аэродинамическими рулями обусловлено возможностью применения нового головного блока системы управления, разрабатываемого в ФГУП «ГНПП «Сплав»» для снарядов РСЗО «Смерч» (см. рис.2), и целесообразностью сохранения без изменений отсека штатных сменных боевых частей для ракеты 9М528. В целях снижения влияния возмущенного потока от рулей на работу ВЗУ рули повернуты относительно ВЗУ на 45° (рис. 3).

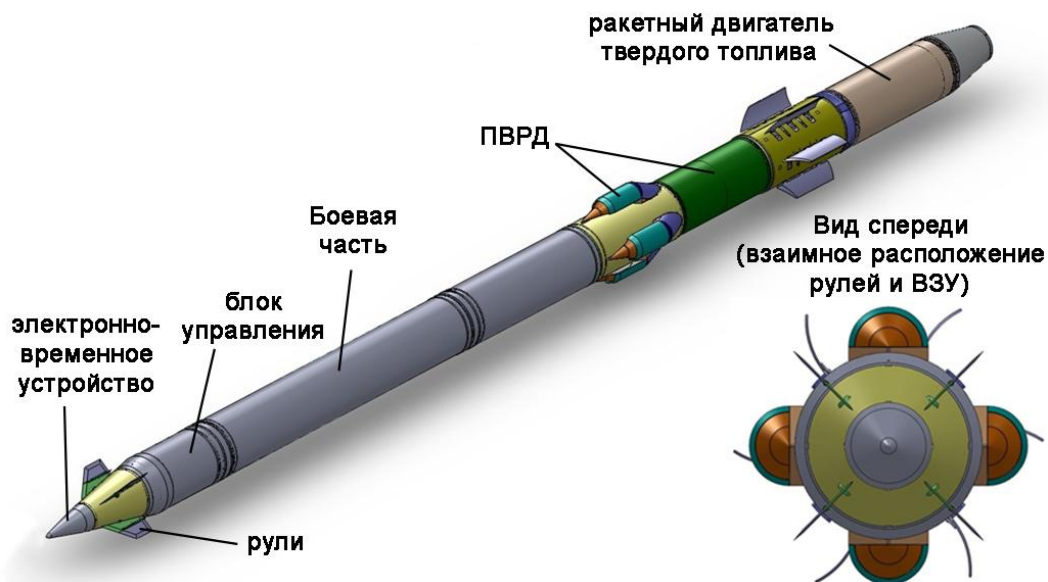


Рис. 3. 3D модель компоновки ракеты

Прямоточный воздушно-реактивный двигатель с неголовными секторными воздухозаборными устройствами выполнен по классической схеме с размещением топливного заряда в камере сгорания (рис. 4).

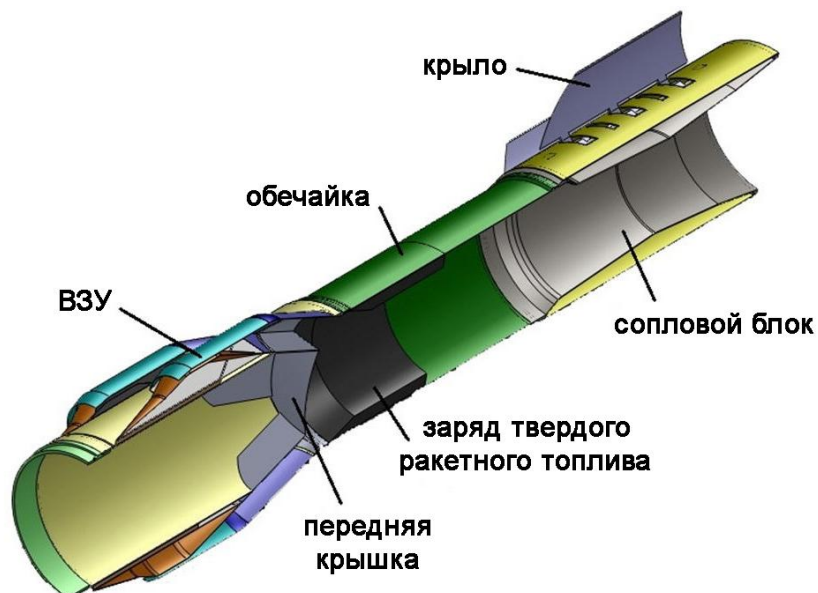


Рис. 4. 3D модель ПВРД

Одним из наиболее сложных мест при проектировании ПВРД является проектирование воздухозаборного устройства. При проектировании ВЗУ определялись: толщина пограничного слоя в месте установки ВЗУ, максимально допустимый и потребный угол атаки на участке работы ПВРД, максимально допустимый и потребный угол отклонения рулей на участке работы ПВРД и ряд других параметров.

Определение толщины пограничного слоя проводилось аналитически [4] и на основании математического моделирования течения воздушного потока вблизи входа в ВЗУ с помощью программного пакета COSMOS Flow Simulation. Были проведены «продувки» 3D модели летательного аппарата при различных скоростях набегающего потока. Как показали «продувки» модели, пограничный слой имеет значительную толщину, что требует выноса ВЗУ над корпусом ракеты, для чего были применены пилоны (рис. 5). Высота пилонов выбрана исходя из относительной толщины вытеснения в месте установки ВЗУ, согласно рекомендациям Центрального аэрогидродинамического института (ЦАГИ).

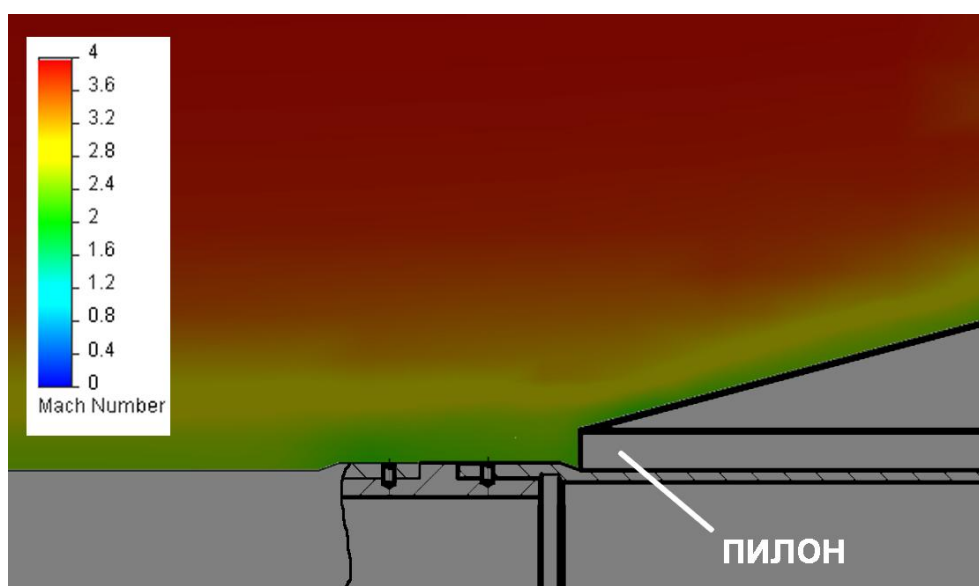


Рис. 5. Распределение числа Маха вблизи корпуса ракеты и носовой части ВЗУ

При проектировании ВЗУ учитывалось, что отклонение рулей может привести к возмущению потока воздуха перед ВЗУ и нарушению работы ПВРД. Поэтому геометрические характеристики рулей, максимальные углы их отклонения выбирались с учетом этого фактора. Из условия непопадания струи возмущенного потока за рулём в ВЗУ, максимально допустимый угол отклонения рулей не должен превышать 3° . В процессе аэродинамических расчётов площадь рулей была выбрана таким образом, чтобы максимальный потребный угол отклонения рулей составил $2,5^\circ$. Таким образом, отклонение рулей при работе системы управления ракетой не приведет к нарушению работы ПВРД.

Кроме того, для нормальной работы ПВРД угол атаки ракеты с неголовными секторными ВЗУ при относительно удаленном их расположении от носка ракеты не

должен превышать 13° . В результате аэродинамического расчёта максимальный потребный угол атаки составил 5° , то есть в процессе маневрирования ракеты работа ПВРД также не будет нарушаться.

Далее путем многократного решения задачи внутренней баллистики были подобраны масса и площадь горения топливного заряда, площадь входного сечения ВЗУ с целью достижения требуемой тяги и времени работы двигательной установки. В частности, расчёт характеристик ПВРД заключался в определении: параметров газо-воздушного тракта ПВРД; геометрических размеров проходных сечений тракта; размеров топливного заряда; реального импульса двигательной установки и зависимости импульса двигательной установки от высоты и скорости. Расчеты проводились как в термодинамической постановке, так и с использованием методов численного моделирования. На рис. 6 представлены примеры картин течения потока по тракту ПВРД при угле атаки $\alpha=0^\circ$ и $\alpha=5^\circ$, числе Маха 4 и высоте 11000 м, полученные при помощи программного пакета COSMOS Flow Simulation.

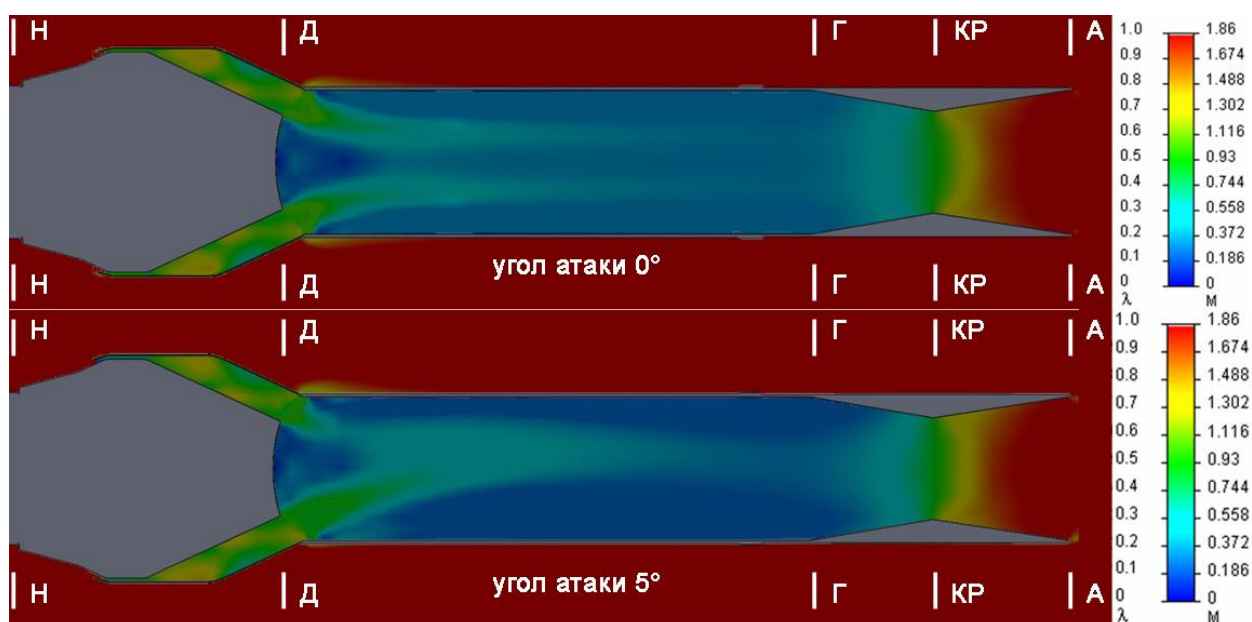


Рис. 6. Распределение скорости потока по газо-воздушному тракту при $\alpha=0^\circ$ и $\alpha=5^\circ$

По результатам расчетов были определены параметры потока (полное и статическое давление, температура и скорость) в типичных контрольных сечениях тракта [5, 6] (см. рис. 6). Согласно рекомендациям [6, 7] был сформирован профиль ВЗУ, представленный на рис. 7, и определены массо-габаритные характеристики ПВРД.

Кроме того, были проведены расчеты стартового ускорителя на твердом топливе и также определены его массо-габаритные и энергетические характеристики.

После дальнейшей конструкторской проработки была определена общая длина ракеты и её масса, которые оказались существенно меньше, чем у штатного образца. При этом дальность полета ракеты с ПВРД составила 120 км.

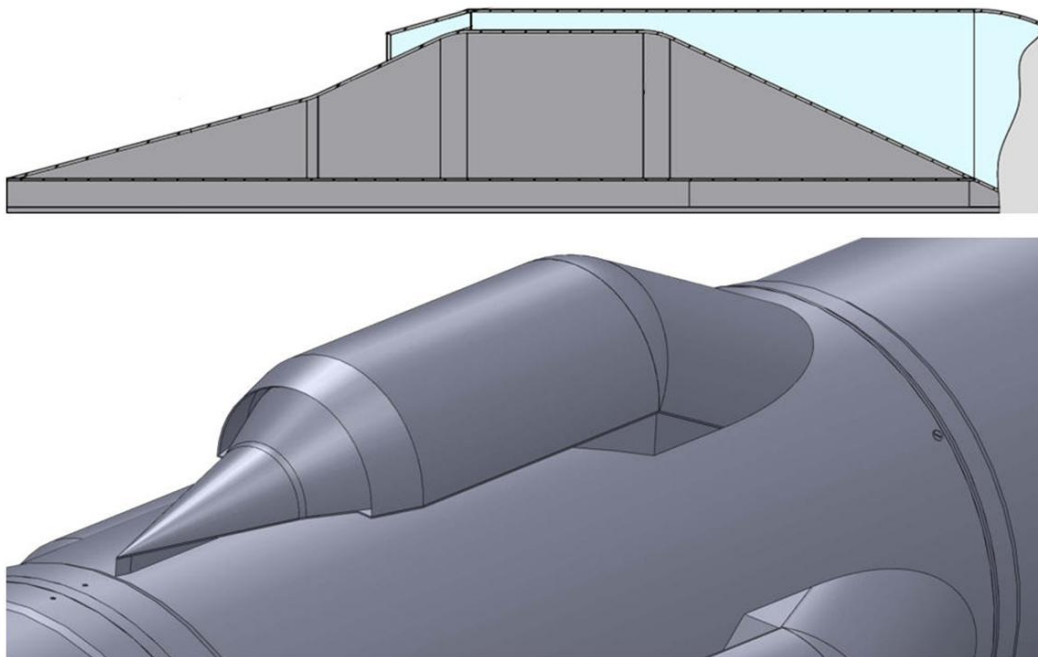


Рис. 7. Профиль и фрагмент конструкции ВЗУ ПВРД

В итоге, совместно применение маршевого ПВРД и стартового ускорителя с ракетным двигателем твердого топлива позволило достичь существенного увеличения дальности полета, снижения стартовой массы и габаритов по сравнению с последним отечественным образцом – ракетой 9М528 и достичь уровня современных зарубежных образцов.

Заключение

Таким образом, проведенные исследования показали возможность создания управляемой ракеты повышенной дальности с прямоточным воздушно-реактивным двигателем для отечественной системы залпового огня. При наличии ограничений, накладываемых блоком управления, тем не менее, применение ПВРД позволяет увеличить дальность полета ракеты более чем на 30% по сравнению с существующими отечественными образцами. Причем полученные массо-габаритные характеристики ракеты не исчерпывают возможность дальнейшего увеличения дальности полета, не выходя за габариты существующего штатного транспортно-пускового контейнера при его незначительном конструктивном изменении.

Список литературы

1. GMLRS. Combat Proven — Always Ready to Fire. Lockheed Martin Corporation: website.
Режим доступа:

- <http://www.lockheedmartin.com/content/dam/lockheed/data/mfc/pc/guided-unitary-mlrs-rocket/mfc-gu-mlrs-rocket-pc.pdf> (дата обращения 15.06.2015).
2. Lockheed Martin's GMLRS+ Completes Successful Test Flight of Long-Range Motor, August 9, 2011. Lockheed Martin Corporation: website. Режим доступа: <http://www.lockheedmartin.com/us/news/press-releases/2011/august/LockheedMartinsGMLRSCompl.html> (дата обращения 15.06.2015).
 3. 300-миллиметровый реактивный снаряд 9M528 с осколочно-фугасной головной частью. ОАО «НПО «Сплав»: сайт. Режим доступа: <http://www.splav.org/ru/arms/smerch/m528.asp> (дата обращения 15.06.2015).
 4. Абрамович Г. Н. Прикладная газовая динамика. Ч. 1. 5-е изд. М.: Наука, 1991. 600 с.
 5. Мазинг Г.Ю., Никитина И.Е. Теория прямоточного воздушно-реактивного двигателя. Ч. 1. М.: Изд-во МГТУ им Н.Э.Баумана, 2006. 68 с.
 6. Акимов В.М., Бакулев В.И., Курзинер Р.И., Поляков В.В., Сосунов В.А., Шляхтенко С.М. Теория и расчёт воздушно-реактивных двигателей: учебник для вузов / под ред. С.М. Шляхтенко. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1987. 568 с.
 7. Мазинг Г.Ю., Никитина И.Е. Теория прямоточного воздушно-реактивного двигателя. Ч. 2. М.: Изд-во МГТУ им Н.Э. Баумана, 2011. 83 с.

Ramjet Application Possibilities for Increasing Fire Range of the Multiple Launch Rocket Systems Ammunition

V.N. Zubov^{1,*}, P.F. Dzhevanshirov²

*prepodavatel@bk.ru

¹Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia

²Open Joint Stock Company "Head System Design Bureau of "Almaz-Antey"
Concern n.a. Academician A.A. Raspletin ", Moscow, Russia

Keywords: multiple launch rocket system, satellite navigation system, ramjet, air intake, solid-fuel rocket motor

The article considers a possibility to increase a flying range of the perspective rockets equipped with the control unit with aerodynamic controllers for the multiple launch rocket systems "Smerch".

To increase a flying range and reduce a starting mass of the rocket, the paper studies a possibility to replace the single-mode rocket engine used in the solid-fuel rocket motor for the direct-flow propulsion jet engine (DFPJE) with not head sector air intakes. The DFPJE is implemented according to the classical scheme with a fuel charged in the combustion chamber. A separated solid propellant starting accelerator provides the rocket acceleration to reach a speed necessary for the DFPJE to run.

When designing the DFPJE a proper choice of not head air intake parameters is one of the most difficult points. For this purpose a COSMOS Flow Simulation software package and analytical dependences were used to define the following: a boundary layer thickness where an air intake is set, maximum permissible and appropriate angles of attack and deviation angles of controllers at the section where the DFPJE works, and some other parameters as well.

Calculation of DFPJE characteristics consisted in determining parameters of an air-gas path of the propulsion system, geometrical sizes of the pipeline flow area, sizes of a fuel charge, and dependence of the propulsion system impulse on the flight height and speed. Calculations were performed both in thermodynamic statement of problem and in using software package of COSMOS Flow Simulation.

As a result of calculations and design engineering activities the air intake profile is created and mass-dimensional characteristics of DFPJE are defined. Besides, calculations of the starting solid fuel accelerator were carried out. Further design allowed us to create the rocket shape, estimate its mass-dimensional characteristics, and perform ballistic calculations, which proved that achieving a range of 120 km for the rocket is possible.

Thus, with restrictions imposed by the control unit, application of DFPJE allows us to increase a flying range of the rocket more than by 30% in comparison with the existing domestic samples.

References

1. GMLRS. Combat Proven — Always Ready to Fire. Lockheed Martin Corporation: website. Available at: <http://www.lockheedmartin.com/content/dam/lockheed/data/mfc/pc/guided-unitary-mlrs-rocket/mfc-gu-mlrs-rocket-pc.pdf> , accessed 15.06.2015.
2. Lockheed Martin's GMLRS+ Completes Successful Test Flight of Long-Range Motor, August 9, 2011. Lockheed Martin Corporation: website. Available at: <http://www.lockheedmartin.com/us/news/press-releases/2011/august/LockheedMartinsGMLRSCmpl.html> , accessed 15.06.2015.
3. 300-millimetrovyi reaktivnyi snaryad 9M528 s oskolochno-fugasnoi golovnoi chast'yu [300 mm 9M528 Rocket Projectile fitted with HE-Fragmentation Warhead]. OAO "NPO "Splav" [Russian Federal State Unitary Enterprise "Splav"]: website. Available at: <http://www.splav.org/ru/arms/smerch/m528.asp> , accessed 15.06.2015.
4. Abramovich G. N. *Prikladnaya gazovaya dinamika. Ch. 1* [Applied gas dynamics. Pt. 1]. Moscow, Nauka Publ., 1991. 600 p. (in Russian).
5. Mazing G.Yu., Nikitina I.E. *Teoriya pryamotchnogo vozdushno-reaktivnogo dvigatelya. Ch. 1* [Theory ramjet engine. Pt. 1]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2006. 68 p. (in Russian).
6. Akimov V.M., Bakulev V.I., Kurziner R.I., Polyakov V.V., Sosunov V.A., Shlyakhtenko S.M. *Teoriya i raschet vozdushno-reaktivnykh dvigatelei* [Theory and calculation of jet engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1987. 568 p. (in Russian).
7. Mazing G.Yu., Nikitina I.E. *Teoriya pryamotchnogo vozdushno-reaktivnogo dvigatelya. Ch. 2* [Theory ramjet engine. Pt. 2]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2011. 83 p. (in Russian).