

Закладний А.В.

ФГУП «Крыловский государственный научный центр», Санкт-Петербург, Россия

ОПРЕДЕЛЕНИЕ МАКСИМАЛЬНОЙ ЗОНЫ МАНЕВРА КИНЕТИЧЕСКОГО ПЕРЕХВАТЧИКА РАКЕТЫ SM-3 В БЕЗВОЗДУШНОМ ПРОСТРАНСТВЕ

Рассмотрено развитие семейства противоракет SM-3 системы Aegis морского эшелона противоракетной обороны (ПРО) США. Представлена компоновочная схема противоракеты SM-3 Block IA(IB), схема функционирования ракеты и кинетического перехватчика на траектории. Определены необходимые для расчетов массогабаритные характеристики кинетического перехватчика. Определены максимальные размеры зоны маневра кинетического перехватчика в безвоздушном пространстве. Математическая модель и полученные численные результаты расчета максимальной зоны маневра кинетического перехватчика могут быть использованы в качестве частных составляющих более общей модели оценки эффективности системы Aegis морского и сухопутного эшелона ПРО США.

Ключевые слова: ПРО США, противоракета, кинетический перехватчик, зона маневра перехватчика, математическое моделирование.

Автор заявляет об отсутствии возможных конфликтов интересов.

Для цитирования: Закладний А.В. Определение максимальной зоны маневра кинетического перехватчика ракеты SM-3 в безвоздушном пространстве. Труды Крыловского государственного научного центра. 2018; специальный выпуск 1: 41–46.

DOI: 10.24937/2542-2324-2018-1-S-I-41-46

Zakladniy A.

Krylov State Research Centre, St. Petersburg, Russia

DEFINITION OF MAXIMUM MANEUVER ZONE OF KINETIC ENERGY INTERCEPTOR SM-3 IN OUTER SPACE

The paper reviews development of the ship-based SM-3 missiles for the US Aegis Ballistic Missile Defense System. The layout of SM-3 Block IA(IB) missile, operating diagram of the missile and kinetic energy interceptor on trajectory are presented. Weight and size characteristics of the kinetic energy interceptor are defined as required for estimations. The maximum dimensions of the KEI maneuver zone in outer space are found. The mathematical model and numerical calculations of KEI's maximum maneuver zone can be used as specific elements in the overall efficiency evaluations for sea- and ground-based US Aegis Ballistic Missile Defense System.

Key words: US Ballistic Missile Defense System, ABM, kinetic energy interceptor, interceptor maneuver zone, mathematical modelling.

Author declares lack of the possible conflicts of interests.

For citations: Zakladniy A. Definition of maximum maneuver zone of kinetic energy interceptor sm-3 in outer space. Transactions of the Krylov State Research Centre. 2018; special issue 1: 41–46 (in Russian).

DOI: 10.24937/2542-2324-2018-1-S-I-41-46



Система ПРО Aegis является частью национальной противоракетной обороны США и предполагает использование в качестве носителей кораблей: крейсеров с управляемым ракетным оружием (УРО) типа Ticonderoga и эсминцев УРО типа Arleigh Burke (рис. 1–2), оснащённых боевой информационно-управляющей системой (БИУС) Aegis и специально спроектированной противоракетой SM-3. Система может совершать перехват баллистических ракет малого и среднего радиуса действия, баллистических ракет подводных лодок (БРПЛ) на активном участке траектории, а также низкоорбитальные спутники.

В настоящее время на кораблях ПРО в качестве противоракет используются модификации SM-3 Block IA и SM-3 Block IB. На различных стадиях испытаний находятся варианты SM-3 Block IIA и SM-3 Block IIB.



Рис. 1. Крейсер с управляемым ракетным оружием типа Ticonderoga

Fig. 1. Ticonderoga-class guided missile cruiser



Рис. 2. Эсминец с управляемым ракетным оружием типа Arleigh Burke

Fig. 2. Arleigh Burke-class guided missile destroyer

Первым вариантом модернизации ракеты SM-3 стал вариант SM-3 Block IA, имевший небольшие усовершенствования в конструкции ступени перехвата (рис. 3).

Основные различия SM-3 Block IB от Block IA относятся к ступени перехвата. На ракете SM-3 Block IB используется новая 10-сопловая система маневрирования и ориентации, способная изменять суммарный вектор тяги, двухспектральная ИК-ГСН, позволяющая увеличить размеры зоны обнаружения целей и улучшить их распознавание на фоне помех.

Основным внешним отличием нового варианта SM-3 Block IIA станет то, что диаметр ракеты по всей длине составит 533 мм – максимально допускаемый установкой вертикального пуска Mk 41 (рис. 4).

На SM-3 Block IIA будут установлены новый створчатый носовой обтекатель и аэродинамические поверхности уменьшенных размеров.

Использование в составе SM-3 Block IIA маршевого двигателя больших размеров обеспечит прирост конечной скорости ракеты и дальности действия. Этот вариант ракеты называют «скоростным». В свою очередь, увеличение размеров ракеты приведет к более чем полуторакратному увеличению ее стартовой массы.

В модификации SM-3 Block IIB предусматривается дальнейшее повышение характеристик за счет

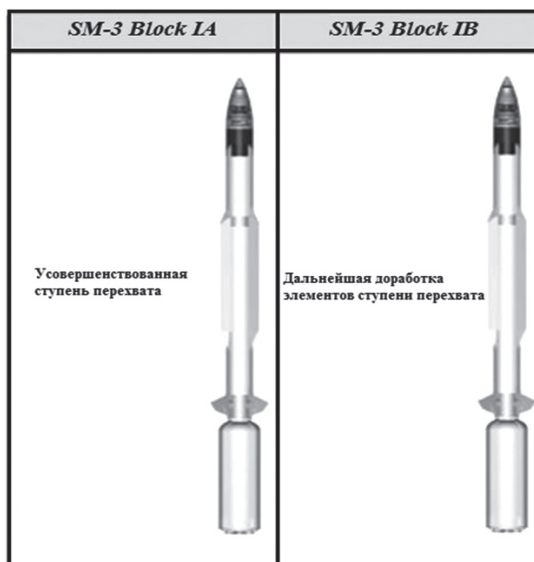


Рис. 3. Модификации SM-3 Block IA и SM-3 Block IB противоракеты SM-3

Fig. 3. SM-3 Block IA & SM-3 Block IB modifications of SM-3 missile



Рис. 4. Модификации SM-3 Block IIA и SM-3 Block IIB противоракеты SM-3

Fig. 4. SM-3 Block IIA & SM-3 Block IIB modifications of SM-3 missile

установки ступени перехвата увеличенных размеров, обладающей более высокими характеристиками по поиску и распознаванию целей, адаптивную циклограмму разгона второй ступени и обновленное программное обеспечение системы управления огнем, а также способностью энергично маневрировать на конечном участке. Этот вариант ракеты называют «высокоманевренным».

Для SM-3 Block IIB также предусматривается использование технологии дистанционного целеука-

зания, которая будет включать в себя не только выполнение старта ракеты по целеуказанию от удаленных радиолокационных станций и систем управления, но и возможность обновления данных о цели в процессе полета от других систем, в т.ч. от беспилотных летательных аппаратов [1].

Противоракеты SM-3 Block IA и SM-3 Block IB твердотопливные, выполнены по «нормальной» аэродинамической схеме и имеют трехступенчатую тандемную компоновку (рис. 5), условно разделенную на 7 частей [2]:

- стартовый твердотопливный ускоритель Mk 72 компании Aerojet;
- блок аэродинамических рулей и рулевых машинок;
- маршевый двухрежимный ракетный двигатель твердого топлива (РДТТ) Mk 104 второй ступени;
- соединительный отсек;
- РДТТ третьей ступени Mk 136 компании ATK;
- блок системы наведения с GPS-приемником и линией обмена данными;
- кинетический перехватчик, располагаемый под сбрасываемым носовым обтекателем.

Последним отсеком, или 4-ой ступенью противоракеты SM-3 Block IA(B) является кинетическая боевая часть.

Кинетическая боевая часть состоит из 4 основных блоков (рис. 6):

- блок поиска цели (головка самонаведения), включающий криогенный охладитель, установленный на длинноволновом инфракрасном датчике с полем широкого обзора, преобразователь сигнала;
- блок системы наведения (управления), состоящий из устройства обработки данных, интерфероме-

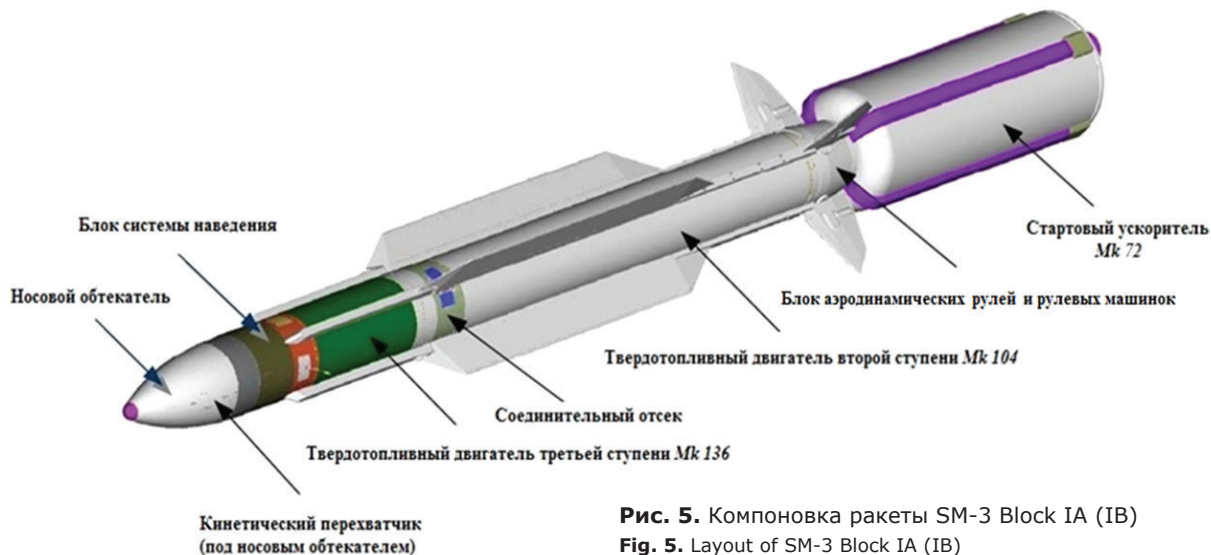


Рис. 5. Компоновка ракеты SM-3 Block IA (IB)
Fig. 5. Layout of SM-3 Block IA (IB)

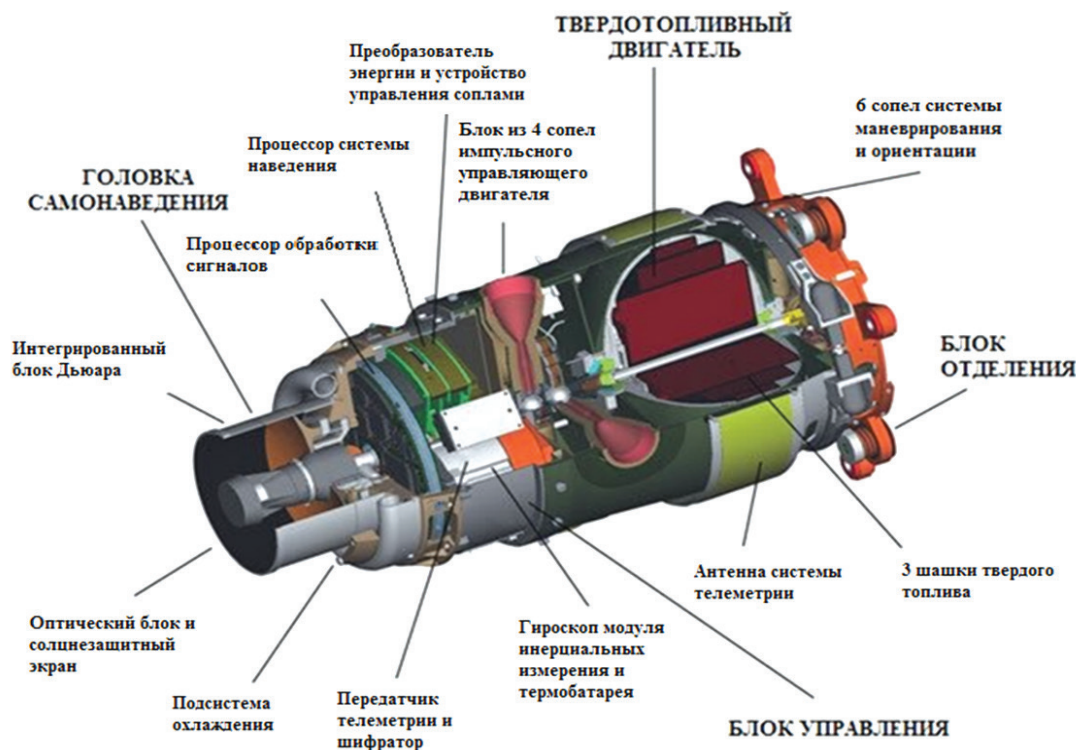


Рис. 6. Компоновка кинетического перехватчика противоракеты SM-3 Block IA(IB)

Fig. 6. Layout of kinetic energy based interceptor SM-3 Block IA(IB)

трического волоконно-оптического гироскопа модуля инерциальных измерений, термобатареи, системы передачи телеметрии;

- импульсный управляющий твердотопливный двигатель и система маневрирования и ориентации;
- блок отделения, включающий разъемы сопряжения с 3-ей ступенью и механизм расстыковки. Разъемы сопряжения и механизм расстыковки обеспечивают механическое и электрическое соединение с 3-ей ступенью противоракеты SM-3, а также отделение кинетического перехватчика от 3-ей ступени.

Для определения максимальной зоны маневра кинетического перехватчика ракеты SM-3 в безвоздушном пространстве необходимо подробно рассмотреть конечный участок фазы перехвата цели (рис. 7).

На конечном участке перехватчик отделяется от 3-ей ступени противоракеты, и запускается система маневрирования и ориентации [3]. Основная (внутренняя) шашка твердого топлива РДТТ системы маневрирования и ориентации воспламеняется первой и обеспечивает ограниченную тягу для поддержания управления, она ограничивает время маневрирования

перехватчика. На этапе самонаведения воспламеняется вторая твердотопливная шашка для увеличения параметров газогенерации (уровня тяги). Это обеспечивает достаточную тягу для отклонения перехватчика на курс встречи с целью. Третья шашка воспламеняется только перед столкновением перехватчика с целью, снова увеличивая уровень тяги, позволяющий перехватчику произвести маневр для столкновения с целью в оптимальной точке [4].

Ключевую роль в определении максимального размера зоны маневра кинетического перехватчика в безвоздушном пространстве играет масса твердого топлива в РДТТ перехватчика. Для ее определения использовались материалы из открытых зарубежных источников и метод обратного инжиниринга [5].

После определения геометрических размеров шашек твердого топлива было сделано допущение об отсутствии каналов в шашках, рассчитана масса каждой шашки и суммарная масса твердого топлива, которая составляет 4,553–4,793 кг при средней плотности современного твердого топлива 1900–2000 кг/м³ [6]. Полученная масса твердого топлива хорошо согласуется с данными из открытых зарубежных источников.

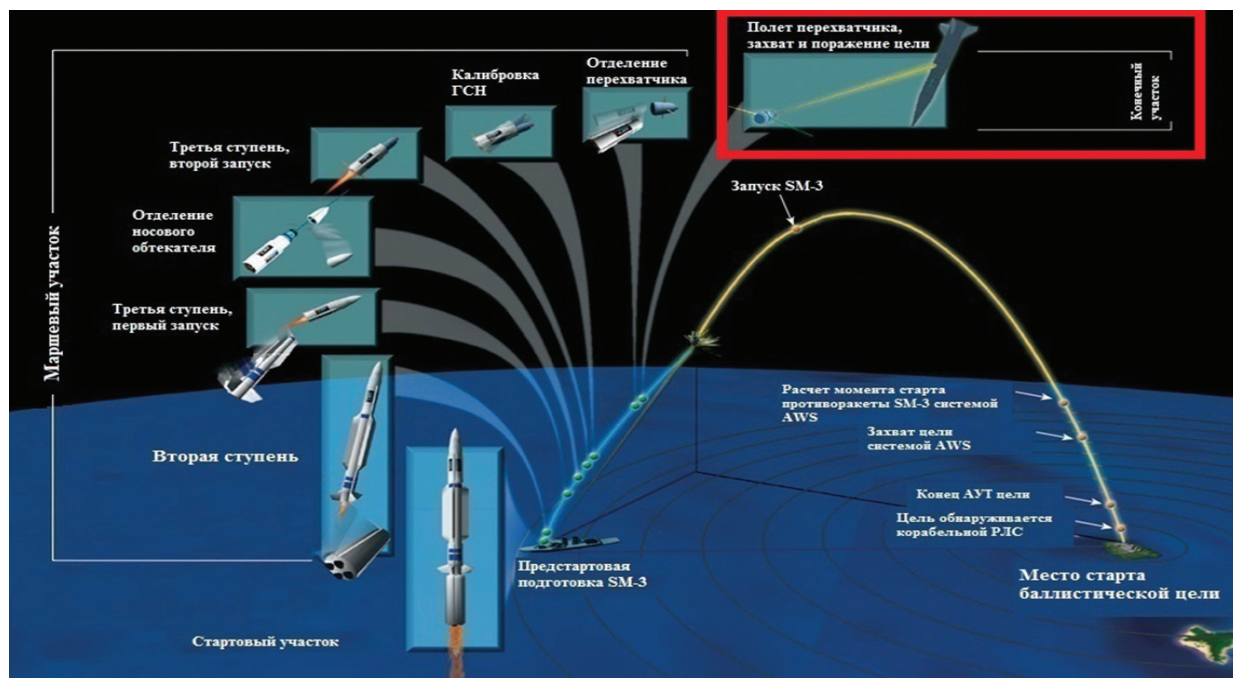


Рис. 7. Схема функционирования противоракеты SM-3 на траектории
Fig. 7. Operating diagram of SM-3 on trajectory

Следующими важными параметрами, определяющими максимальный размер зоны маневра кинетического перехватчика в безвоздушном пространстве, являются время работы твердотопливного двигателя системы маневрирования и ориентации и последовательность горения шашек. В настоящем исследовании было принято допущение об отсутствии третьей твердотопливной шашки в расчетах ввиду ее небольших размеров и минимального вклада в отклоняющий маневр. Из открытых зарубежных источников время работы РДТТ принято равным 25 с, из которых основная шашка горит 25 с, а вторая шашка – воспламеняется с 15 с, увеличивая уровень тяги РДТТ. Результаты моделирования тяги твердотопливного двигателя системы маневрирования и ориентации кинетического перехватчика от времени показаны на рис. 8.

Для моделирования движения кинетического перехватчика использовалась система дифференциальных уравнений в вертикальной плоскости. В рассматриваемом случае движение перехватчика происходит в безвоздушном пространстве, что позволяет исключить из расчетов силу лобового сопротивления и подъемную силу.

Функциональная зависимость величины максимального поперечного маневра кинетического перехватчика:

$$Y = f(t, m_{\text{П}}, m_{\text{Т}}, I, V, x, y), \quad (1)$$

где t – время работы РДТТ; $m_{\text{П}}$ – масса кинетического перехватчика; $m_{\text{Т}}$ – масса топлива РДТТ; I – удельный импульс РДТТ; V – скорость кинетического перехватчика; x, y – координаты кинетического перехватчика.

В результате математического моделирования была получена зависимость максимальной величины поперечного маневра от времени. Из рис. 9 видно, что максимальная величина поперечного маневра, который может совершить кинетический перехватчик в безвоздушном пространстве после полного выгорания твердого топлива (через 25 с), составляет 4891 м.

Максимальная зона маневра кинетического перехватчика в пространстве представляет собой расширяющуюся с течением времени симметричную «воронку» с максимальным диаметром в 4891 м, в любой точке которой может оказаться перехватчик, совершив отклоняющий маневр (рис. 10).

Данная математическая модель и полученные численные результаты расчета максимальной зоны маневра кинетического перехватчика могут быть использованы в качестве частных составляющих более общей имитационной модели оценки эффективности системы Aegis морского и сухопутного эшелона ПРО США.

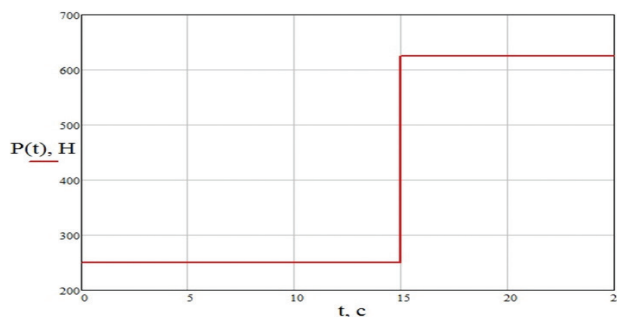


Рис. 8. Зависимость тяги твердотопливного двигателя системы маневрирования и ориентации кинетического перехватчика от времени работы РДТТ

Fig. 8. Thrust of solid-fueled propulsion & maneuvering system versus time of solid propulsor operation

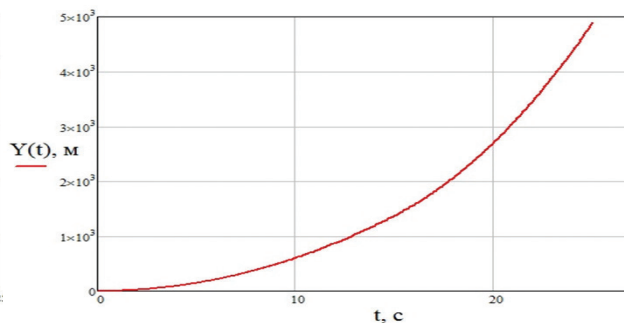
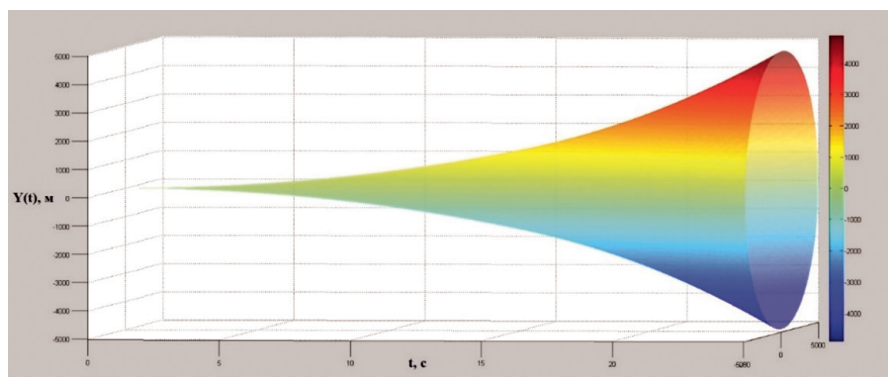


Рис. 9. Зависимость максимальной величины поперечного маневра от времени

Fig. 9. Maximum lateral maneuver versus time

Рис. 10. Максимальная зона маневра кинетического перехватчика в пространстве

Fig. 10. Maximum zone of KEI maneuver in space



Библиографический список

References

1. Зенитная управляемая ракета Standard-3 (SM-3/RIM-161) [Электрон. ресурс] / Информационно-новостная система «Ракетная техника». URL: [http:// rbase.new-factoria.ru/missile/wobb/sm3/sm3.shtml](http://rbase.new-factoria.ru/missile/wobb/sm3/sm3.shtml) (дата обращения 25.09.2017). [AA missile Standard-3 (SM-3/RIM-161) [electronic resources] / Information & News system "Missile technologies" URL: <http:// rbase.new-factoria.ru/missile/wobb/sm3/sm3.shtml> (access date 25.09.2017). (In Russian)].
2. Hazard Assessment Testing of the SM-3 Block IA Missile. Presentation for the NDIA 23rd Annual National Test and Evaluation Conference. 13 March 2007. Dave Houchins Dahlgren Division, Naval Surface Warfare Center Test & Evaluation Division (Code G60).
3. Solid Divert and Attitude Control System (SDACS). Controllable Propulsion for Precision Guidance. Orbital ATK. 30 September 2015.
4. Exo-atmospheric Intercepts: Bringing New Challenges to Standard Missile. Gary A. Sullins. Johns Hopkins APL Technical digest. 2001; 3(22).
5. Navy Theater-Wide Defense AEGIS LEAP Intercept (ALI) / STANDARD Missile Three (SM-3) Flight Test Program Overview. STANDARD Missile Company

McLean, VA CVJ. Submitted to the 6th Annual AIAA/BMDO Technology Readiness Conference and Exhibit. 18–22 August 1997.

6. Николаев Ю.М., Соломонов Ю.С. Инженерное проектирование управляемых баллистических ракет с РДТТ. М.: Воениздат, 1979. [Nikolaev Yu. M., Solomonov Yu.S. Engineering of ballistic missiles with solid-fueled propulsion system M.: Voenizdat, 1979. (In Russian)].

Сведения об авторе

Закладний Антон Владимирович, инженер 2 категории ФГУП «Крыловский государственный научный центр». Адрес: 196158, Россия, Санкт-Петербург, Московское шоссе, д. 44. Тел.: 8 (812) 386-67-83; E-mail: zakladniy.a@mail.ru.

About the author

Zakladniy A., Engineer 2nd category, Krylov State Research Centre. Address: Moskovskoe shosse 44, St. Petersburg, 196158, Russia. Tel.: 8 (812) 386-67-83; E-mail: zakladniy.a@mail.ru.

Поступила / Received: 13.03.18
Принята в печать / Accepted: 18.04.18

© Закладний А.В., 2018