

УДК 629.7.016.3

РЕАЛИЗАЦИЯ КОНЦЕПЦИИ ПОВЫШЕНИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ БЛИЖНЕЙ ЗОНЫ**Ветров В.В., Дунаев В.А., Костяной Е.М., Морозов В.В.***ФГБОУ ВПО «Тульский государственный университет», Тула, e-mail: ekostyanoy@gmail.com*

Рассмотрен комплекс решений, направленных на повышение дальности полета летательных аппаратов (ЛА) ближней зоны. Предложенные решения структурированы в виде концепции, включающей в себя энергобаллистическое и аэробаллистическое направления. Предметом исследования являлась совокупность взаимосвязанных физических процессов, характеризующих функционирование новых технических решений на ЛА рассматриваемого класса с учетом их специфики. Инструментарий исследования представлен набором математических моделей, описывающих газодинамические процессы, процессы упруго-пластического деформирования, процесс функционирования прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД), движение ЛА по траектории в нестационарных внешних условиях. Указанные модели численно реализованы в виде специализированных программных комплексов. Результаты исследований представлены в виде количественных оценок, отражающих приращение дальности полета при различных уровнях дополнительных энергозатрат. Для классических решений показана целесообразность комбинации ракетного двигателя на твердом топливе, донного газогенератора и участка планирования. Для ЛА, исключающих использование дополнительной бортовой энергетики, обосновано новое техническое решение: трансформируемый кормовой обтекатель. Наибольшее приращение дальности полета получено для комбинации ПВРД и участка планирования с оптимальным аэродинамическим качеством.

Ключевые слова: баллистическая эффективность, трансформируемый кормовой обтекатель, прямоточный воздушно-реактивный двигатель, планирование, донный газогенератор, ракетный двигатель на твердом топливе

REALIZATION OF THE CONCEPT INCREASING THE BALLISTIC EFFICIENCY OF SHORT RANGE MISSILES**Vetrov V.V., Dunaev V.A., Kostyanoy E.M., Morozov V.V.***Tula state university, Tula, e-mail: ekostyanoy@gmail.com*

The complex of solutions aimed at increasing the flight range of short range missile is considered. The proposed decisions are structured as the concept including an aeroballistics direction and direction focused on additional energy. The subject of research is combination of interrelated physical processes that characterize the functioning of the new engineering solutions for this class of missile. Research tools represented by a set of mathematical models describing the gas dynamics, the processes of plasto-elastic deformation, process of functioning ramjet, the movement of missile on a trajectory in nonstationary external conditions. These models numerically realized in the form of specialized software packages. Results are presented in the form of quantitative assessments showing the increase range for different levels of additional expenditures of energy. The combination of solid propellant rocket engine, base bleed and program gliding is recommended for classical solutions. A new technical solution (convertible rear fairing) substantiated for missile without additional onboard energy. The largest increment range is obtained for the combination of ramjet and program gliding with optimal lift-drag ratio.

Keywords: ballistic efficiency, convertible rear fairing, ramjet, gliding, base bleed, solid-propellant rocket engine

Для летательных аппаратов (ЛА) вообще и ЛА ближней зоны в частности одной из фундаментальных задач, не теряющих своей актуальности с течением времени, является увеличение дальности полета при сохранении на неизменном уровне габаритно-массовых параметров, а также массы целевого груза [5]. Иными словами, данную задачу можно сформулировать как повышение баллистической эффективности, то есть эффективности использования энергетического потенциала ЛА на траектории для обеспечения максимальной дальности полета при наличии системы габаритно-массовых ограничений. Существует широкий спектр решений, базирующихся на различных вариантах технической реализации и физических принципах. Авторами статьи предложена концепция повышения баллистической эффективности

ЛА ближней зоны, в рамках которой разработана системная совокупность возможных проектных решений, ее реализующих [5]. Суть данной концепции заключается в построении иерархической классификации способов и устройств с позиций структуры энергетического потенциала ЛА (рис. 1). Данная концепция подразумевает количественные оценки, характеризующие каждое из возможных решений, и выбор на этой основе проектных приоритетов. Это и является основной целью проводимых исследований. Получение таких оценок сопряжено с решением ряда научных задач в области газовой динамики, внешней баллистики и механики деформируемого твердого тела, специфика которых обусловлена экстремальными условиями функционирования объекта исследования.

Концепция повышения баллистической эффективности ЛА ближней зоны

Характерными особенностями объекта исследования являются активный старт за счет использования метательного заряда, продолжительный энергопассивный участок траектории, существенно нестационарные условия функционирования (высота полета может изменяться в диапазоне 0–30 км, скорость полета в интервале 150–1200 м/с). Во многом именно этими особенностями обусловлены способы повышения баллистической эффективности, представленные на рис. 1.

нарные условия функционирования (высота полета может изменяться в диапазоне 0–30 км, скорость полета в интервале 150–1200 м/с). Во многом именно этими особенностями обусловлены способы повышения баллистической эффективности, представленные на рис. 1.

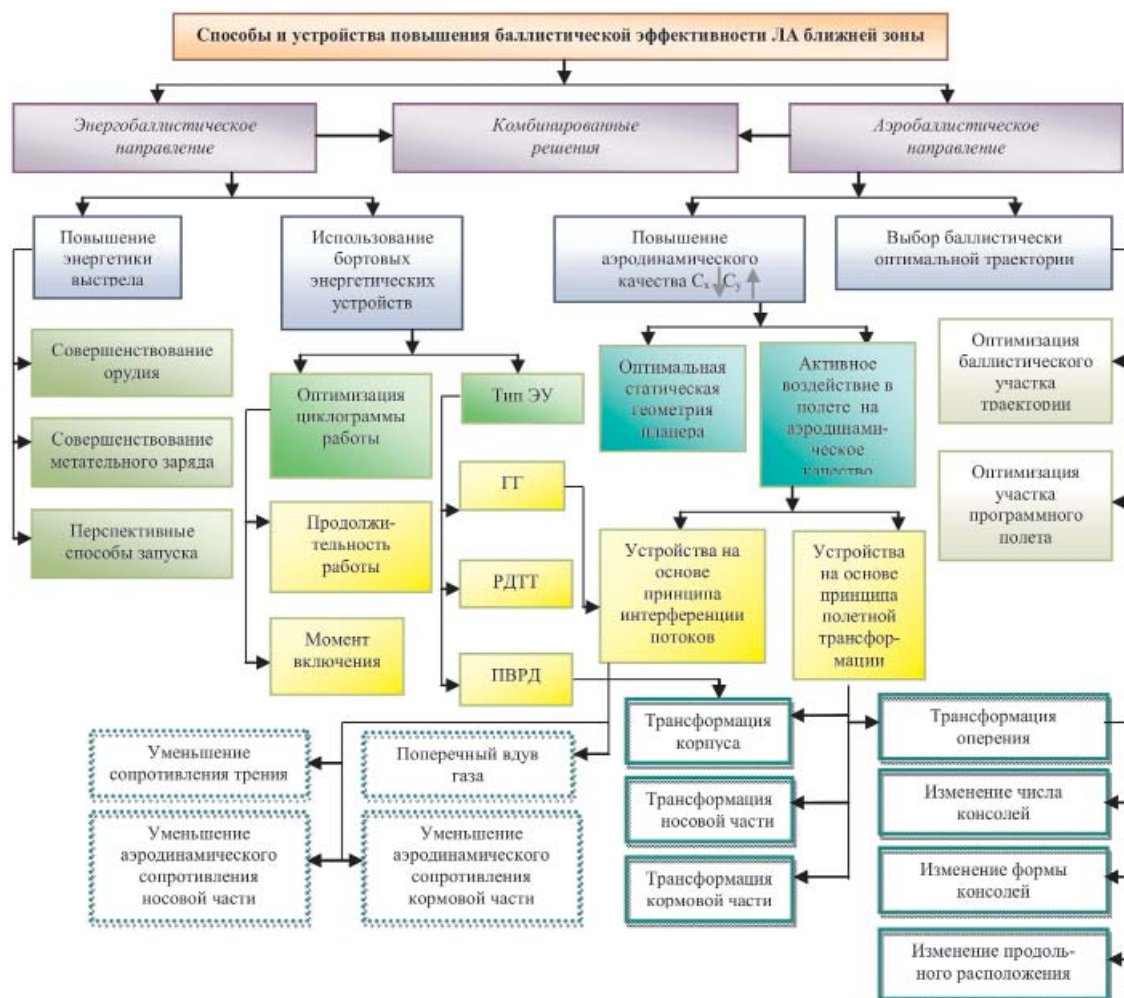


Рис. 1. Классификация способов повышения баллистической эффективности ЛА ближней зоны

В рамках концепции повышения баллистической эффективности ЛА ближней зоны выделено два основных направления: энергобаллистическое и аэробаллистическое. Первое из них ориентировано на рациональное повышение энергетического потенциала ЛА по сравнению с энергетическим потенциалом прототипа. Второе направление подразумевает то, что энергетический потенциал ЛА неизменен и за счет определенных мероприятий необходимо с максимальной эффективностью использовать его для получения наибольшей дальности. При этом существуют решения, которые занимают промежуточное положение (например, использующие принцип интерференции газовых потоков).

В рамках проводимого исследования детально рассмотрены следующие решения, направленные на повышение баллистической эффективности ЛА ближней зоны:

- 1) донный газогенератор (ДГГ), предназначенный для снижения донного сопротивления ЛА;
- 2) ракетный двигатель на твердом топливе (РДТТ);
- 3) комбинация РДТТ + ДГГ;
- 4) прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ПВРД) на твердом топливе;
- 5) трансформируемый кормовой обтекатель (ТКО) [1];
- 6) участок программного полета (планирования), на котором реализуется движение

с оптимальным аэродинамическим качеством [5];

7) комбинация РДТТ + ДГГ + планирование;

8) комбинация ПВРД + планирование.

Инструментарий исследования

В качестве количественного показателя, отражающего баллистическую эффективность того или иного решения, рассматривалось относительное приращение дальности полета по сравнению с базовым вариантом, на котором анализируемое решение не применялось. Получение данных количественных оценок сопряжено с комплексными исследованиями, отражающими как баллистическую эффективность применяемых решений, так и аспекты, связанные с функ-

циональной надежностью устройств, эти решения реализующих. Кроме того, зачастую необходимы многовариантная и оптимизационная постановки задачи, что предъявляет особые требования к инструментарию исследования с точки зрения вычислительных ресурсов. В результате сформировалась совокупность используемых математических моделей, включающая в себя модели газодинамических процессов; модели упруго-пластического деформирования; модели, описывающие функционирование ПВРД; модели движения ЛА в нестационарных внешних условиях. Между данными моделями в зависимости от рассматриваемых способов и устройств установлена сложная система взаимосвязей, общий характер которой представлен на рис. 2.

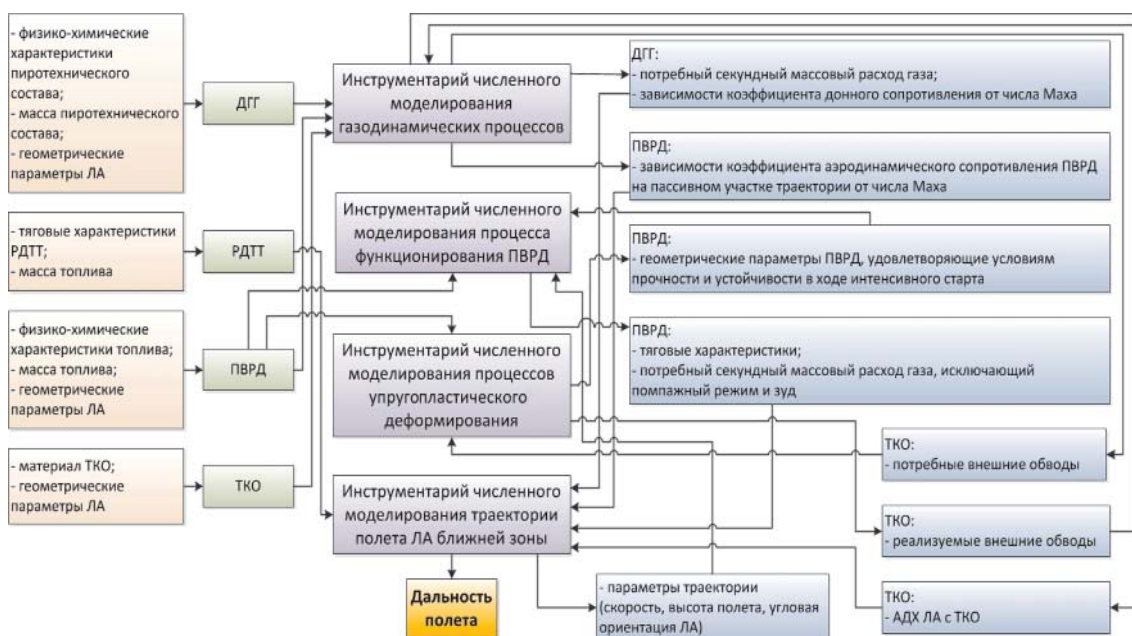


Рис. 2. Структура взаимосвязей между математическими моделями, реализующими инструментарий исследования

В основу математической модели газодинамических процессов положены уравнения движения вязкого теплопроводного газа, дополненные соотношениями для полуэмпирической двухпараметрической диссипативной модели турбулентности [6]. Численная реализация математической модели выполнена с использованием модифицированного метода крупных частиц и оформлена в виде программных комплексов «Вычислительная газодинамическая лаборатория» (свидетельство об отраслевой регистрации разработки № 11593), «Газовая динамика 3D» (свидетельство о государственной регистрации № 2011610343) и препроцессора для подготовки расчетных сеток «Сеточный генератор» (свидетельство о государственной регистрации № 2010617955).

Для решения задач неизотермического упругопластического деформирования элементов конструкций использована формулировка метода конечных элементов, основывающаяся на отыскании поля перемещений, обеспечивающего минимизацию функционала полной потенциальной энергии системы (функционала Лагранжа). С целью выполнения численных расчетов динамического процесса деформирования применена дискретизация по времени, для чего использованы метод конечных разностей и неявная разностная схема. Указанные модели численно реализованы в виде программного комплекса для моделирова-

ния динамики неизотермического упруго-пластического деформирования.

Описание процесса функционирования ПВРД с учетом необходимости решения многовариантных и оптимизационных задач выполнено на базе упрощенных соотношений, базирующихся на законах сохранения массы, количества движения и энергии [4], учитывающих уравнение состояния, зависимости из теорий конических течений, косых скачков уплотнения и волн разрежения, а также эмпирические соотношения для пограничного слоя. Численная реализация указанных моделей осуществлена в виде подпрограммы, интегрированной в программу расчета траектории полета ЛА ближней зоны.

Для расчета траектории полета ЛА в воздушной среде использована классическая система уравнений движения. Программа, численно реализующая систему уравнений движения, является модулем, интегрирующим все используемые модели и позволяющим от промежуточных харак-

теристик (аэродинамические коэффициенты, секундный массовый расход, тяга и т.д.) перейти к итоговому количественному показателю – дальности полета.

Результаты исследований

Для сравнения всех вариантов между собой целесообразно одновременно отразить как приращение дальности полета, так и дополнительные энергозатраты, это приращение обеспечивающие (рис. 3). Поскольку в рассматриваемых вариантах дополнительные энергозатраты реализуются за счет применения бортовых энергетических устройств, использующих в качестве источника энергии твердое ракетное топливо либо пиротехнический состав, вместо энергетических характеристик приведена масса топлива (пиротехнического состава), отнесенная к полной массе ЛА. В качестве базового уровня, к которому отнесена дальность полета, принята баллистическая дальность полета прототипа, не оснащенного устройствами для повышения дальности.

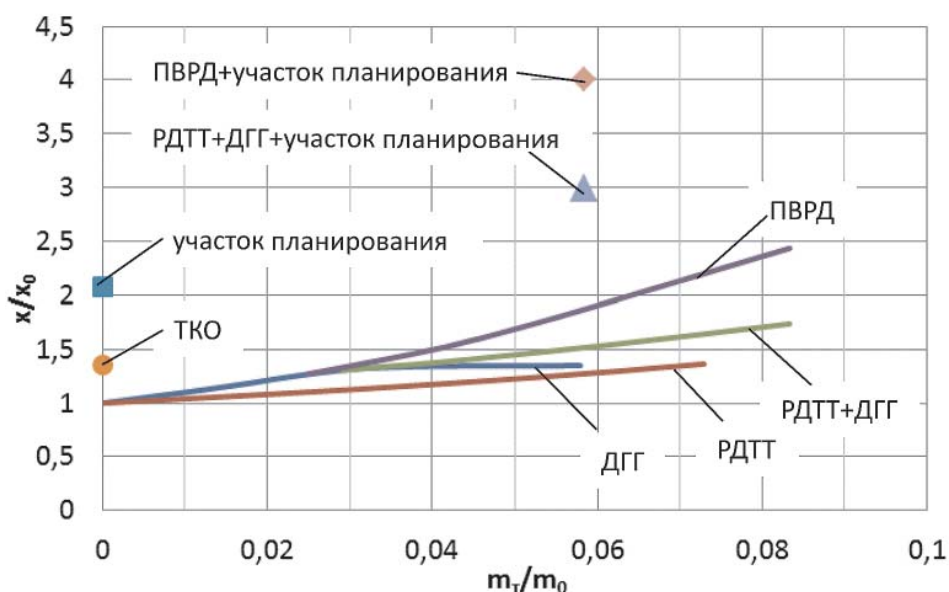


Рис. 3. Зависимость дальности полета от относительной массы топлива (пиротехнического состава) для разных способов повышения баллистической эффективности ЛА ближней зоны

Полученные результаты свидетельствуют о том, что применение РДТТ целесообразно только в случае больших масс топлива (свыше 6% от полной массы ЛА). При меньших массах топлива рациональнее использовать ДГГ, конкуренцию которому составляет ТКО, преимуществом которого является отсутствие зависимости приращения дальности полета от массы пиротехнического состава, что имеет место в варианте с ДГГ. В предельном случае

ДГГ позволяет увеличить дальность полета в 1,35 раза, что соответствует результату, получаемому в случае применения ТКО. Следует отметить, что ТКО прошел не только теоретическое обоснование баллистической эффективности его применения, но также рассматривался с позиций функциональной надежности устройства [2]. Значительный резерв по увеличению дальности полета сосредоточен в реализации участка планирования, позволяюще-

го в полной мере использовать потенциал управляемого ЛА (дальность полета может быть увеличена в 2,07 раза по сравнению с базовым ЛА).

Также показана целесообразность комбинации РДТТ и ДГГ, в случае реализации которой дальность полета оказывается выше, чем для РДТТ либо ДГГ, работающих по отдельности, при неизменной общей массе топливного заряда (пиротехнического состава).

Применение ПВРД является наиболее эффективным с точки зрения дальности полета решением среди всех вариантов, касающихся использования дополнительной бортовой энергии. При этом необходимо отметить, что из-за габаритных ограничений прототипа рассматривался вариант ПВРД, базирующийся на использовании принципа полетной трансформации для организации необходимой камеры дожигания [3].

Сочетание участка планирования с оптимальным аэродинамическим качеством и способов, связанных с использованием дополнительной бортовой энергии, позволяет выйти на новый уровень дальностей полета. Для одного из рассмотренных вариантов, который приведен на рис. 3, применение ПВРД дает возможность увеличить базовую дальность полета в 1,87 раза, а добавление участка планирования позволяет повысить это значение еще в 2,13 раза, что в конечном итоге приводит к четырехкратному увеличению дальности полета базового варианта.

Выводы

1. Возможные пути развития ЛА ближней зоны систематизированы в рамках концепции повышения баллистической эффективности.

2. Для реализации концепции повышения баллистической эффективности создан инструментарий исследований, включающий в себя современные средства численного моделирования газодинамических процессов, процессов неизотермического упругопластического деформирования, процессов функционирования ПВРД и движения ЛА по траектории в нестационарных внешних условиях.

3. Классические решения в виде РДТТ и ДГГ выполнили свою историческую функцию и позволили сделать шаг в направлении увеличения дальности полета ЛА ближней зоны, однако им на смену приходят новые варианты, такие как ТКО, по своей эффективности не уступающий ДГГ (обеспечивает приращение дальности полета в 1,35 раза по сравнению с базовым вариантом), но при этом улучшающий динами-

ческие свойства ЛА и не зависящий с точки зрения габаритно-массовых параметров от продолжительности полета.

4. Использование участка планирования с оптимальным аэродинамическим качеством позволяет увеличить дальность полета по сравнению с баллистической траекторией в 1,8–2,2 раза.

5. Краткосрочная перспектива развития ЛА ближней зоны связана с комбинацией классических решений (РДТТ + ДГГ) и оптимизацией участка планирования в направлении обеспечения полета на нем с оптимальным аэродинамическим качеством.

6. Долгосрочная перспектива развития ЛА ближней зоны обусловлена сочетанием наиболее эффективных решений, представляющих энергобаллистическое и аэробаллистическое направления совершенствования ЛА ближней зоны. Согласно проведенным исследованиям таким сочетанием является ПВРД и участок планирования с оптимальным аэродинамическим качеством.

7. Жесткие габаритно-массовые ограничения приводят к необходимости поиска и научного обоснования нетривиальных схемно-компоновочных решений, позволяющих реализовать указанное в пункте 6 сочетание. Именно в этом направлении целесообразно сконцентрировать дальнейшие исследования. Необходимо отметить, что теоретическое обоснование данных решений потребует развития инструментария исследования в направлении описания сложных газовых течений смешанного типа с учетом химических реакций, а также процессов импульсного динамического нагружения элементов конструкции сложной конфигурации.

Работа выполнена в рамках реализации Федеральной целевой программы «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009–2013 годы.

Список литературы

1. Способ увеличения дальности полета артиллерийского снаряда и устройство для его реализации: патент РФ №2251068. 2007 / Л.И. Алешичева, В.В. Ветров, В.П. Елсин, В.В. Морозов. – Бюл. № 23.
2. Ветров В.В., Дунаева И.В., Панферов П.В. Использование деформируемых кормовых частей в рамках концепции повышения баллистической эффективности снарядов // Известия ТулГУ. Технические науки. – Вып. 2. – Тула: Изд-во ТулГУ, 2011. – С. 212–216.
3. Ветров В.В., Костяной Е.М. Использование принципа полетной трансформации при реализации управляемого артиллерийского снаряда с ракетно-прямоточным двигателем // Фундаментальные основы баллистического проектирования: III Всероссийская научно-техническая конференция. Санкт-Петербург, 2–6 июля 2012 г.: Сборник материалов. В 2 т. Т. 1 / под ред. Б.Э. Кэрта; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2012. – С. 19–23.

4. Интегральные прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твердых топливах (Основы теории и расчета) / В.Н. Адександров, В.М. Быцкевич, В.К. Верхоломов и др. – М.: Академкнига, 2006. – 343 с.

5. Способы повышения баллистической эффективности артиллерийских управляемых снарядов / В.И. Бабичев, В.В. Ветров, В.П. Елесин и др. // Известия РАН. – 2010. – Вып. 3(65). – С. 3–9.

6. Chen Q. Comparison of different k-ε models for indoor air flow computations // Numerical Heat Transfer. – 1995. – Part B, Vol. 28. – P. 353–369.

References

1. Aleshicheva L.I., Vetrov V.V., Elesin V.P., Morozov V.V. Patent of Russian Federation no. 2251068.

2. Vetrov V.V., Dunaeva I.V., Panferov P.V. *Izvestija Tul'GU. Tehnicheskie nauki*, 2011, Vol. 2, pp. 212–216.

3. Vetrov V.V., Kostyanoy E.M. *Fundamental'nye osnovy ballisticheskogo proektirovaniya: III Vserossijskaja nauchno-tehnicheskaja konferencija* (Fundamental bases of ballistic design: III All-Russian scientific and technical conference). St. Petersburg, 2012, pp. 19–23.

4. Aleksandrov V.N., Bitskevich V.M., Verkholomov V.K., Graminetskiy M.D., Dulepov N.P., Skibin V.A., Surikov E.V., Khilkevich V.Ya., Yanovskiy L.S. *Integral'nye prjamotochnye vozduшно-reaktivnye dvigateli na tverdyh toplivah (Osnovy teorii i rascheta)* (Integral solid fuel ramjets (Theory and design)). Moscow, Akademkniga, 2006. 343 p.

5. Babichev V.I., Vetrov V.V., Elesin V.P., Kolikov A.A., Kostyanoy E.M. *Izvestija RARAN*, 2010, no. 3(65), pp. 3–9.

6. Chen Q. Comparison of different k-ε models for indoor air flow computations. Numerical Heat Transfer. 1995, Part B, Vol. 28. pp. 353–369.

Рецензенты:

Устинов Л.А., д.т.н., профессор, профессор кафедры «Ракетное вооружение» Тульского государственного университета, г. Тула;

Стреляев С.И., д.т.н., доцент, профессор кафедры «Ракетное вооружение» Тульского государственного университета, г. Тула.

Работа поступила в редакцию 21.09.2012.