

УДК 536.2:623.5

Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-3-468-481

Для цитирования: Подкопаев И. А., Подкопаев А. В., Должиков В. И. Моделирование конвективных процессов теплообмена между неоднородными газовыми смесями и поверхностями малокалиберного артиллерийского ствола // Сибирский аэрокосмический журнал. 2023. Т. 24, № 3. С. 468–481. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-3-468-481.

For citation: Podkopaev I. A., Podkopaev A. V., Dolzhikov V. I. [Modeling of convective heat transfer processes between inhomogeneous gas mixtures and surfaces of a small-caliber artillery barrel]. *Siberian Aerospace Journal*. 2023, Vol. 24, No. 3, P. 468–481. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-3-468-481.

Моделирование конвективных процессов теплообмена между неоднородными газовыми смесями и поверхностями малокалиберного артиллерийского ствола

И. А. Подкопаев, А. В. Подкопаев*, В. И. Должиков

Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил
«Военно-воздушная академия имени профессора Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина» (г. Воронеж)
Российская Федерация, 394064, г. Воронеж, ул. Старых большевиков, 54а
*E-mail: aleksanpodkopaev@mail.ru

Современные образцы авиационного артиллерийского оружия (ААО) представляют собой импульсные тепловые машины, преобразующие энергию порохового заряда в энергию сильно сжатых и нагретых пороховых газов (далее – газы), совершающих при своем расширении работу по сообщению снаряду кинетической энергии. В контекстах артиллерийской науки, ААО и боеприпасы структурируются в виде системы, которая вступает во взаимодействие с источниками нагрева и окружающей средой, последовательно совершая термодинамические циклы. Основным элементом, наиболее интенсивно подвергающимся теплофизическим нагрузкам и оказывающим значительное влияние на боевые качества и стоимость ААО, является малокалиберный артиллерийский ствол (далее – ствол). Вследствие этого проблема определения температурного поля ствола является одной из центральных проблем проектирования ААО и оптимизации режимов стрельбы. Успешное решение этой проблемы во многом зависит от точности моделирования процессов теплоотдачи к каналу и от внешней стенки ствола при выстреле. Вместе с тем адекватный синтез и расчет соотношений, описывающих явление конвекции, сопровождающее выстрел, затруднены, что связано с наличием фазовых превращений в состоянии газов, одновременным присутствием в областях решений сверхзвуковых и дозвуковых зон, существованием ламинарных, турбулентных течений и других нелинейных образований. Целью работы поставлена разработка относительно простой и приемлемой для инженерной практики математической модели теплообмена внутри и окрестностях ствола при околостенных течениях теплоносителей (далее – модель). Достижение цели работы осуществляется сосредоточенным выбором критериальных уравнений аппарата термодинамического подобия, соответствующих геометрическим и физическим условиям однозначности процессов нагружения ствола. Введение функций, учитывающих зависимость теплофизических свойств газов от температуры, позволило повысить точность определения параметров теплоотдачи при выстреле на 19 % в сравнении с известными результатами. Разработанная модель может быть использована при проведении прикладных расчетов, связанных с определением теплового состояния ствола. Специализация объекта исследования не исключает возможности доработки модели в целях математического представления тепловых эффектов в термонапряженных конструкциях сложной формы.

Ключевые слова: коэффициент теплоотдачи, критериальное уравнение теории термодинамического подобия, теплофизический параметр газов, адекватность.

Modeling of convective heat transfer processes between inhomogeneous gas mixtures and surfaces of a small-caliber artillery barrel

I. A. Podkopaev, A. V. Podkopaev^{*}, V. I. Dolzhikov

Air Force Military educational and scientific center "Air Force academy
named after professor N. E. Zhukovsky and Y. A. Gagarin"
54a, Starykh bol'shevikov St., Voronezh, 394064, Russian Federation
^{*}E-mail: aleksanpodkopaev@mail.ru

Modern models of aviation artillery weapons are pulsed heat engines that convert the energy of a powder charge into the energy of highly compressed and heated powder gases (hereinafter referred to as gases), which, when expanding, perform work on communicating kinetic energy to the projectile. In the context of artillery science, aviation artillery weapons and ammunition are structured as a system that interacts with heat sources and the environment, sequentially completing thermodynamic cycles. The main element that is most intensively subjected to thermophysical loads and has a significant impact on the combat qualities and cost of aviation artillery weapons is a small-caliber artillery barrel (hereinafter referred to as the barrel). As a result, the problem of determining the temperature field of the barrel is one of the central problems of designing aviation artillery weapons and optimizing firing modes. The successful solution of this problem largely depends on the accuracy of modeling the processes of heat transfer to the channel and from the outer wall of the barrel during firing. At the same time, an adequate synthesis and calculation of the relations describing the phenomenon of convection accompanying the shot is difficult, which is due to the presence of phase transformations in the state of gases; the simultaneous presence of supersonic and subsonic zones in the solution regions; the existence of laminar, turbulent flows and other non-linear formations. The aim of the work is to develop a relatively simple and acceptable for engineering practice mathematical model of heat transfer inside and around the wellbore with near-wall coolant flows (hereinafter referred to as the model). Achieving the goal of the work is carried out by a concentrated choice of criterial equations of the apparatus of thermodynamic similarity, corresponding to the geometric and physical conditions for the uniqueness of the processes of loading the shaft. The introduction of functions that take into account the dependence of the thermophysical properties of gases on temperature made it possible to increase the accuracy of determining the parameters of heat transfer during a shot by 19% in comparison with the known results. The developed model can be used in applied calculations related to determining the thermal state of the wellbore. The specialization of the object of study does not exclude the possibility of refining the model for the purpose of mathematical representation of thermal effects in thermally stressed structures of complex shape.

Keywords: heat transfer coefficient, criterion equation of the theory of thermodynamic similarity, thermophysical parameter of gases, adequacy.

Введение

Явление выстрела, продолжительность которого измеряется тысячными секунды, неизбежно связано с воздействием на канал ствола газов высокой температуры и отводом тепла с внешней стенки ствола. При изучении функционирования ААО в тепловой постановке, как правило, используется известная в термодинамике теория пограничного слоя [1; 2], согласно которой температурные нагрузки на исследуемый объект зависят только от мгновенных значений температуры теплоносителя, определяемой из энергетических характеристик источника теплоты. Такая гипотеза краткой предыстории не учитывает изменение при выстреле теплофизических характеристик отдельных компонентов газов (коэффициентов теплопроводности λ_1 , динамической вязкости η_1 , удельной теплоемкости c_1) и не позволяет учесть эффекты нестационарности, связанные с зависимостью физических параметров газовой смеси от текущей температуры газов T_1 . Одним из путей учета изменения физических коэффициентов смеси газов по мере сгорания и продвижения заряда является использование положений о нестационарности параметров потока газов [3; 4].

При выстреле имеет место также теплоотдача от нагретых участков ствола окружающей среде (воздуху). В целом теплообмен между газами и каналом ствола, внешней поверхностью ствола и воздухом может происходить посредством вынужденной конвекции и излучения. В сравнении с длинными тонкостенными стволами для танковых и противотанковых пушек, солнечная радиация оказывает существенно меньшее влияние на температурное поле стволов ААО, чем конвекция [5]. Влияние излучения на формирование температуры ствола T в данной работе не рассматриваются.

Таким образом, вся сложность исследования физической сущности преобразования энергии пороха в энергию направленного переноса во времени и пространстве снаряда, сопровождающегося факторами воздействия на ствол, связана с дефиницией величины полного коэффициента теплоотдачи α , $I = 1, 2$, учитывающего процессы теплообмена от газов к каналу ствола ($I = 1$) и от внешней поверхности ствола к воздуху ($I = 2$).

Расчет параметров состояния потоков газов и воздуха представляет весьма сложную газодинамическую задачу. В ранее опубликованной статье [6] математическое воспроизведение теплообмена на стенках ствола позиционировалось в качестве самостоятельной задачи. Исследования показывают [2; 7], что интенсивность теплообмена между поверхностью тела и теплоносителями так или иначе функционально зависит от многих параметров: геометрической формы и размеров тела; физических свойств, направления и скорости потока теплоносителей; температурных условий взаимодействия тела и вещества и т. д. Вследствие этого вопросы обоснования приемлемого для инженерных расчетов способа формализации процессов теплоотдачи от турбулентного газового потока к стенке канала и от внешней стенки ствола в атмосферу выделяются в качестве приоритетных.

При аналитических исследованиях процесс теплоотдачи описывается системой дифференциальных уравнений, учитывающей как тепловые, так и гидродинамические явления и включающей уравнения переноса теплоты, теплоотдачи, движения, неразрывности [8–10]. Точное решение поставленной задачи в аналитической или численной форме, даже при наличии высокопроизводительных вычислителей, получить затруднительно, так как обтекание трубы кругового сечения продольным потоком характеризуется как сильной неравномерностью параметров состояния газов и турбулентностью, так и весьма сложной геометрией расчетной области. Поэтому при расчете таких течений сравнительно большое распространение получили подходы, связанные с осреднением уравнений движения и дальнейшим рассмотрением течения в виде сплошного потока. Примером такого подхода служит, например, работа [11], в которой расчет течения ведется на основе математической модели пористого изотропного тела. По мере развития данного приближенного подхода предлагались различные варианты вывода используемых осредненных уравнений переноса, рассматривались различные пути учета турбулентности потока и других особенностей течения. Также известен и несколько иной приближенный способ решения поставленной задачи [12], когда реальный поток по трубе заменяется сплошным «гомогенным» потоком без привлечения математической модели пористого тела. В принципе, как первый, так и второй подходы позволяют получить информацию об осредненных по объему тела динамических и тепловых характеристиках явления. При этом приходится использовать эмпирические исходные данные и предположения относительно хорошо согласующиеся с реальной структурой течения. Это объясняется, прежде всего, тем, что данные, необходимые для решения задачи, могут быть найдены лишь приближенно и в отдельных случаях с большой погрешностью. Такая приближенная оценка исходных данных и вызвана отсутствием единых динамических зависимостей.

Следует заметить, что представленные выше подходы не утратили своей актуальности и в настоящее время. Так, в публикации [13] аргументирован уникальный вариант тепловой модели, разработанной на основе аппарата теории вероятностей; в статьях [14; 15] предложены схемы экспериментальных исследований и методы обработки выходных данных, обеспечивающие повышение точности определения температуры тела; в работе [16] численными реше-

ниями многомерной задачи теплопроводности определены температурные поля обретенных стенок различной конфигурации; трудом [17] предложены инструменты моделирования температурного поля в узлах газовых турбин, максимально учитывающие совокупность параметров в многофакторных граничных условиях пограничного слоя. В качестве примеров работ подобной тематики в области авиационной артиллерийской науки можно привести публикации [18–22].

Разрабатываемые в этих направлениях методы вполне объективны и могут служить основой для расчета характеристик теплообмена на поверхности трубы сложной геометрической формы.

Обоснование и конкретизация критериальных уравнений теплоотдачи явления выстрела из ААО

Особенностью теплоотдачи от горячих газов к каналу ствола и от внешней поверхности ствола к воздуху является то, что среда, посредством которой происходит распространение тепла, движется. В результате движения вместе с массой газа переносится и тепло. Очевидно, что природа переноса тепла определяется формой области и свойствами потоков взаимодействия – распределением скорости, режимом течения и т. д.

Исходя из вышеизложенного, вполне оправданным следует считать подход вычисления полного коэффициента теплоотдачи α_1 , $I = 1, 2$, с помощью статистических формул, в которых в качестве аргументов выступают критериальные зависимости теории подобия – числа Рейнольдса Re , Нуссельта Nu , Прандтля Pr [3; 4; 8; 9].

Так как искомая величина α_1 , $I = 1, 2$, является полной или эффективной, то количество переданного тепла будет представлять собой сумму двух независимых слагаемых тепла, передаваемого вынужденной конвекцией от газов к каналу ствола и от внешней стенки ствола к воздуху. Оба этих слагаемых могут быть вычислены отдельно и затем сложены.

Тогда

$$\alpha_1 = \frac{Nu_1 \lambda_1}{l}, I = 1, 2. \quad (1)$$

Для вычисления в формуле (1) числа Nu_1 , $I = 1, 2$ – безразмерной величины, характеризующей интенсивность теплообмена по длине ствола l на его внутренней ($I = 1$) и внешней ($I = 2$) границах, использованы зависимости, в которых критерии подобия построены по определяющим размерам пространства, где происходит теплоотдача, а в качестве определяющей выбрана температура потока по длине ствола l : температура газов T_1 внутри, температура воздуха T_2 снаружи ствола. Температура газов T_1 рассчитывается решением основной задачи внутренней баллистики [23]. Массив значений температуры воздуха T_2 в функции высоты применения ААО задается на основе стандартной атмосферы СА-81 [24]. Обозначения коэффициентов теплопроводности λ_1 , $I = 1, 2$, сходные с обозначением классификатора границ теплоотдачи в стволе, имеют смысл теплопроводностей газов λ_1 ($I = 1$) и воздуха λ_2 ($I = 2$).

При моделировании движения теплоносителя в канале ствола и воздуха при продольном обтекании внешней поверхности ствола при числе Маха $M > 1$ наблюдается турбулентный пограничный слой, т. е. реализуется турбулентный режим течения ($Re_1 \geq 10^4$), а при отношении определяющих размеров (длины l и диаметра d) канала ствола $l/d \approx 50$ теплоотдачу можно вычислять по формулам для собственных явлению режимов течения теплоносителей.

Очевидно, что конвективный теплообмен в стволе носит нестабилизированный характер турбулентного режима течения, так как течение газов происходит в небольшом объеме. Лишь при перемещении подвижной границы взаимодействия (дна снаряда) к дульному срезу наблюдается некоторая стабилизация потока. Общий вид критериального уравнения для газов при течении теплоносителя в каналах кольцевого сечения при указанных условиях ($Re_1 > 10^4$) имеет вид:

$$Nu_1 = A Re_1^k Pr_1^u k_z, \quad (2)$$

где A , k , ν – коэффициенты, определяемые из опытов; k_z – поправочный коэффициент, учитывающий изменение коэффициента теплоотдачи от газов к каналу ствола a_1 на участке стабилизации потока.

Обобщением существующих данных [3; 25–28] установлена следующая зависимость для определения числа Nu_1 в выражении (2) при вынужденной конвекции газов в оребренном канале кольцевого сечения:

$$Nu_1 = 0,023 Re_1^{0,8} Pr_1^{0,43}. \quad (3)$$

В формуле (3) коэффициент $k_z = 1$ при $l \geq 15d$.

С внешней поверхности ствола тепло будет отводиться потоком воздуха, имеющим высокие скорости обдува. Так как течение воздуха происходит в значительно большем объеме, конвективный теплообмен у внешней стенки ствола подчинен переходному режиму течения и характеризуется большей стабилизацией потока. При переходном ($2100 < Re_2 \leq 10^4$) стабилизированном течении воздуха для определения числа Nu_2 рекомендуется следующая зависимость:

$$Nu_2 = A Re_2^k. \quad (4)$$

Рядом авторов путем обработки наиболее точных данных получено выражение для определения числа Nu_2 при течении воздуха вдоль поверхности цилиндра переменного сечения [9; 25; 29; 30]. Обработка опытных данных показала, что значения числа Nu_2 в выражении (4) пропорциональны числу $Re_2^{0,8}$:

$$Nu_2 = 0,034 Re_2^{0,8}. \quad (5)$$

Формула (5) справедлива при отношении внутреннего и наружных радиусов цилиндра, не превышающего 0,2. Как сообщают авторы, опытные данные хорошо согласуются между собой в пределах 10–12 %.

Числа Re_1 , $I = 1, 2$, в формулах вида (2), (4), характеризующее отношение сил инерции к силам молекулярного трения, определим согласно следующим выражениям:

– число Re_1 в формуле (2) для газов при течении в канале ствола поставим в зависимость от скорости газов при выстреле v_1 , рассчитываемой также решением основной задачи внутренней баллистики [23] и справочного значения коэффициента динамической вязкости газов η_1 [3; 4]:

$$Re_1 = \frac{v_1 l}{\eta_1}; \quad (6)$$

– число Re_2 в формуле (4) для воздуха при течении вдоль поверхности ствола вычислим по значению скорости набегающего потока воздуха при стрельбе v_2 , которая при комфортном (внутрифузеляжном) размещении ААО отождествляется со скоростью летательного аппарата и также паспортного значения коэффициента кинематической вязкости воздуха μ_2 [25]:

$$Re_2 = \frac{v_2 l}{\mu_2}.$$

Число Pr_1 в формуле (2), характеризующее подобие скоростных и температурных полей в потоке газов, определим по формуле

$$Pr_1 = \frac{v_1}{a_1} = \frac{\eta_1 c_1}{\lambda_1}, \quad (7)$$

где a_1 – коэффициент температуропроводности газов.

В газоимпульсных системах, к которым относятся образцы ААО, часто передаются большие удельные тепловые потоки. Интенсивный теплообмен газов с поверхностями ствола достигается при значительных градиентах температуры теплообменника по радиусу канала, т. е. при больших температурных напорах $[T_1 - T]$, $[T - T_2]$. Теплофизические свойства теплоносителей

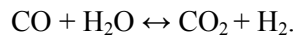
зависят, прежде всего, от мгновенных значений температуры газов T_1 , и для расчета физических характеристик газов нужно знать физические характеристики их компонентов при высоких температурах. Поэтому для расчета значений определяющих критериев подобия и коэффициента теплоотдачи необходимы вычисления значений физических параметров газов, являющихся газовой смесью.

Способ учета зависимости физических параметров газовой смеси от текущей температуры газов

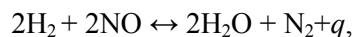
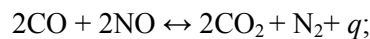
При намеченных конкретизациях в моделировании конвективных процессов пристенных течений будем исходить из того, что пороха, применяемые для снаряжения унитарных патронов к ААО, по химическому элементарному составу представляют собой соединения углерода, водорода, кислорода, азота с содержанием внутримолекулярного кислорода, достаточным для полного превращения горючих элементов в газ. Вследствие этого при их горении получаются, главным образом, газообразные продукты, и лишь в некоторых случаях образуется небольшое количество твердых веществ.

Исследования показывают [4; 31], что основными продуктами горения порохов являются углекислый газ CO_2 , угарный газ CO , азот N_2 , водород H_2 и пары воды H_2O . В отдельных случаях продукты превращения могут содержать метан CH_4 , но в обычных условиях горения этих продуктов содержится очень мало.

Состав продуктов превращения зависит от природы пороха и условий, в которых горит порох данной природы. Чем больше кислородный баланс пороха, тем больше в продуктах горения содержится углекислого газа CO_2 и воды H_2O , т. е. продуктов полного окисления. Чем меньше кислородный баланс пороха, тем больше продуктов неполного сгорания – угарного газа CO и водорода H_2 . Соотношение между основными продуктами определяется равновесием реакции водяного газа:



Качественный и количественный состав продуктов горения может несколько меняться в зависимости от давления газов при выстреле и условий охлаждения продуктов, так как при горении пороха в замкнутом объеме давление газов при выстреле определяется условиями заряжания ААО. С наращиванием условий заряжания и при возрастании давления газов при выстреле, содержание углекислого газа CO_2 и метана CH_4 несколько увеличивается, а содержание угарного газа CO и водорода H_2 уменьшается. Объясняется это, с одной стороны, течением вторичных реакций, а с другой, иным направлением реакций взрывчатого превращения. Появление окислов азота NO в продуктах горения порохов связано с тем, что горение протекает в несколько стадий, описываемых температурным профилем Серебрякова – Зельдовича – Беляева [1; 4; 31]. Окислы азота NO являются промежуточными продуктами и в последней стадии горения пороха взаимодействуют с продуктами неполного сгорания по реакциям:



где q – теплота реакции горения газов.

Проведенный теоретический анализ химического состава, процентного содержания и энергетических характеристик порохов, используемых для снаряжения унитарных патронов к ААО, показал, что для определения коэффициентов теплопроводности, динамической вязкости и теплоемкости i -го компонента смеси газов ($\lambda_{i_1}, \eta_{i_1}, c_{i_1}, i = \overline{1,5}$) могут быть использованы аппроксимирующие аналитические зависимости [1; 25], конкретизирующие формулы (6), (7).

Для газа CO_2 ($i = 1$):

$$\lambda_{1_1} = (5,89832 + 0,0963058 T_1 - 0,000757319 T_1^{3/2}) \cdot 10^{-3}; \quad (8)$$

$$\eta_{11} = (5,60846 + 0,043375 T_1 - 0,0007347768 T_1^{3/2}) \cdot 10^{-3}; \quad (9)$$

$$c_{11} = 21,6966 + 0,090772 T_1 - 0,00243224 T_1^{3/2} + 0,0000187612 T_1^2. \quad (10)$$

Для газа CO ($i = 2$):

$$\lambda_{12} = (4,01627 + 0,0861 T_1 - 0,000614918 T_1^{3/2}) \cdot 10^{-3}; \quad (11)$$

$$\eta_{12} = (8,19784 + 0,043251 T_1 - 0,000325791 T_1^{3/2}) \cdot 10^{-3}; \quad (12)$$

$$c_{12} = 24,4476 + 0,0181285 T_1 - 0,000357338 T_1^{3/2} - 1,89466 \cdot 10^{-6} T_1^2; \quad (13)$$

Для газа H₂O ($i = 3$):

$$\lambda_{13} = (-20,3507 + 0,17663 T_1 - 0,00057079 T_1^{3/2}) \cdot 10^{-3}; \quad (14)$$

$$\eta_{13} = (-0,0346853 + 0,55828 T_1 - 0,000452251 T_1^{3/2}) \cdot 10^{-6}; \quad (15)$$

$$c_{13} = 28,90216 + 0,0105406 T_1 + 0,000198288 T_1^{3/2} - 4,36359 \cdot 10^{-6} T_1^2. \quad (16)$$

Для газа H₂ ($i = 4$):

$$\lambda_{14} = (80,3534 + 0,375747 T_1 - 0,000917275 T_1^{3/2}) \cdot 10^{-3}; \quad (17)$$

$$\eta_{14} = (4,28174 + 0,019866 T_1 - 0,000146665 T_1^{3/2}) \cdot 10^{-6}; \quad (18)$$

$$c_{14} = 30,9404 - 0,0147268 T_1 + 0,000637427 T_1^{3/2} - 6,05625 \cdot 10^{-6} T_1^2. \quad (19)$$

Для газа N₂ ($i = 5$):

$$\lambda_{15} = (5,1584 + 0,0784756 T_1 - 0,000534648 T_1^{3/2}) \cdot 10^{-3}; \quad (20)$$

$$\eta_{15} = (8,47204 + 0,0401594 T_1 - 0,000297397 T_1^{3/2}) \cdot 10^{-3}; \quad (21)$$

$$c_{15} = 25,2938 + 0,0128032 T_1 - 0,000180876 T_1^{3/2} + 3,33147 \cdot 10^{-7} T_1^2. \quad (22)$$

Формулы (8)–(22) применимы при температурах газов $400 \text{ K} \leq T_1 \leq 3000 \text{ K}$.

Для расчета физических характеристик смеси по значениям для отдельных компонентов газов удовлетворительными являются методы, разработанные для исследования объектов в смежных предметных областях и систематизированные в источнике [25].

Для расчета коэффициента теплопроводности смеси газов применима зависимость

$$\lambda_1 = \frac{\sum_{i=1}^5 \varepsilon_i \cdot m_i \cdot \lambda_{1i}}{m_{\text{см}}}, \quad (23)$$

где ε_i – мольная доля i -го компонента смеси газов; m_i – молярная масса i -го компонента смеси газов; $m_{\text{см}}$ – молярная масса смеси газов.

Величины мольных долей ε_i и молярных масс m_i i -х компонентов смеси газов ($i = \overline{1,5}$) доступны в справочниках, задачниках или приложениях учебной литературы, например, [3; 4; 25]. Для расчета молярной массы смеси газов в выражении (23) использована известная в теплофизике формула:

$$m_{\text{см}} = \sum_{i=1}^5 \varepsilon_i \cdot m_i.$$

Для расчета коэффициента динамической вязкости смеси газов принята формулировка

$$\eta_1 = \left(\sum_{i=1}^5 \frac{\varepsilon_i}{\eta_{1i}} \right)^{-1}.$$

Расчет коэффициента теплоемкости смеси газов выполнен согласно выражению

$$c_1 = \sum_1^5 \varepsilon_1 \cdot c_{1_1}.$$

Необходимо отметить, что приведенные критериальные уравнения, служащие для определения полного коэффициента теплоотдачи от газов к каналу ствола и от внешней поверхности ствола к воздуху α_1 , $I = 1, 2$, не являются универсальными зависимостями и приведены для вполне конкретных условий, характеризующихся формой поперечного сечения ствола, теплофизическими свойствами газов и материала стали ствола, а также нестационарностью течения газов.

Определение состояния теплоносителей при применении ААО сводится к многократному расчету критериального уравнения (3) по формулам (6), (7) и с построением функций: $\lambda_{1_1}(T_1)$, $\iota = \overline{1,5}$ вида (8), (11), (14), (17), (20); $\eta_{1_1}(T_1)$, $\iota = \overline{1,5}$ вида (9), (12), (15), (18), (21); $c_{1_1}(T_1)$, $\iota = \overline{1,5}$ вида (10), (13), (16), (19), (22). Программные запросы величин температуры газов T_1 осуществляются для каждого шага интегрирования системы уравнений внутренней баллистики, сгруппированной в [23].

Расчет критериального уравнения (5) константен при постоянстве величин заданной скорости летательного аппарата v_2 и справочного значения коэффициента кинематической вязкости воздуха μ_2 .

Завершенной формой моделирования процессов околостенных течений газов и воздуха при малокалиберном артиллерийском выстреле явилась машинная программа, позволяющая рассчитывать параметры теплоотдачи по значениям физических параметров смеси газов. Машинная программа образована и отлажена с использованием программного продукта Microsoft Developer Studio, среды Fortran Power Station 4.0 и алгоритмического языка Фортран-90.

Вследствие обусловленного уровня абстракции и по причине неизбежной потери части информации, представленная модель не дает полную картину, характеризующую исследуемые физические процессы. Обоснование частных формулировок и дальнейшие обсуждения следствий представляются возможными после проверки адекватности модели реальным процессам теплообмена между стволом и окружающими теплоносителями.

Проверка адекватности модели

Установление совокупности свойств модели, обнаруживающих ее пригодность к решению поставленной задачи, возможно по направлениям сравнения результатов математического моделирования с данными натурных экспериментов и ранее полученными результатами теоретических работ. Такой подход позволяет значительно повысить объективность выводов.

Сравнительные графики результатов математического моделирования процесса теплоотдачи при выстреле с ранее полученными алогичными теоретическими решениями и заимствованными экспериментальными данными [32] представлены на рис. 1. Проверка адекватности модели выполнена с обязательным соблюдением условий теплового и геометрического подобия, заявленных выше.

Анализ результатов расчета интенсивности воздействия теплоносителей на ствол показал повышение точности в схождении к опыту теоретических результатов определения параметров теплоотдачи при выстреле на 19 %. Следовательно, с помощью предлагаемого инструмента возможно с большей точностью устанавливать значения количество тепла, поступающего в канал и отводимого с внешней стенки ствола при различных условиях стрельбы из ААО.

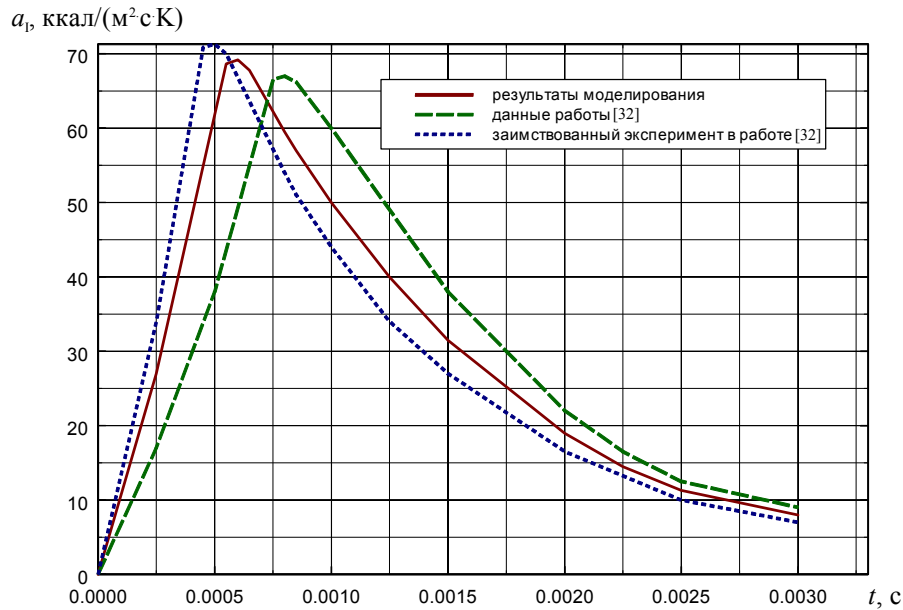


Рис. 1. Зависимость полного коэффициента теплоотдачи от времени при малокалиберном артиллерийском выстреле

Fig. 1. The dependence of the total heat transfer coefficient on time for a small-caliber artillery shot

Перспективы дальнейшего распространения решений при исследовании ААО

Практическое применение разработанного инструментария оценки интенсивности теплового нагружения ствола способствует совершенствованию количественных подходов в решении задач, косвенно или напрямую связанных с теплофизическими аспектами мероприятий модернизации конструктивных схем и алгоритмов применения ААО. Включением предлагаемой модели в состав формализаций более высокого уровня иерархии исключается необходимость оперирования достаточно объемными конструкциями выражения связей, образуемых в случае абсолютно совершенной постановки рассматриваемой задачи.

Первостепенное значение выделенных количественных параметров, оказывающих основное влияние на нагрев и остывание ствола, аргументируется наличием дополнительных возможностей при выработке требований на новые разработки (модернизации) ААО различных схем автоматизации.

Тем не менее, как и прежде, остаются открытыми вопросы:

- снятия ряда допущений при расчете температуры газов T_1 , значения которой в виде переменных входят в аппроксимирующие аналитические зависимости (8)–(22), формирующие через выражения (6) и (7) критериальное уравнение (3);
- невозможности полного учета зависимости теплофизических параметров воздуха от высоты применения ААО в критериальном уравнении (5) вследствие теоретической сложности и значительной ресурсоемкости динамических математических моделей атмосферы.

Заключение

Способами и приемами теории термодинамического подобия синтезирован один из возможных вариантов модели, позволяющей достаточно объективно производить идентификацию быстропротекающих процессов передачи тепла при движении газов в канале и воздуха у внешней стенки ствола. Следует ожидать, что дальнейшее аккумулирование знаний теории теплопередачи будет идти по пути более глубокого изучения явлений и более точного математического описания ААО в термодинамической постановке. Исходя из этих позиций обоснованы направления совершенствования рекомендуемого подхода.

Внедрение предлагаемой модели в практику проектирования и испытаний ААО позволит получать объективные оценки качества функционирования ААО при минимизации планов натурных экспериментов, сократить сроки и материальные ресурсы проведения опытно-конструкторских работ.

Библиографические ссылки

1. Бартльме Ф. Газодинамика горения. М. : Энергоиздат, 1981. 280 с.
2. Кутателадзе С. С., Леонтьев А. И. Тепломассообмен и трение в турбулентном пограничном слое. М. : Энергоиздат, 1985. 320 с.
3. Проектирование ракетных и ствольных систем / под ред. Б. В. Орлова. М. : Машиностроение, 1974. 828 с.
4. Серебряков М. Е. Внутренняя баллистика ствольных систем и пороховых ракет. М. : Оборонгиз, 1962. 703 с.
5. Зайцев А. С. Проектирование артиллерийских стволов. Ч. II. Специальные вопросы. М. : Изд-во ГК СССР по народному образованию, 1988. 114 с.
6. Идентификационно-имитационная математическая модель теплофизического нагружения малокалиберного артиллерийского ствола / А. В. Подкопаев, А. Б. Бабаджанов, И. А. Подкопаев и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2022. Т. 23, № 2. С 209–226.
7. Зарубин В. С., Станкевич И. В. Расчет теплонапряженных конструкций. М. : Машиностроение, 2005. 352 с.
8. Исаченко В. П., Осипова В. А., Сукомел А. С. Теплопередача. М. : Энергоиздат, 1981. 416 с.
9. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике / под ред. В. К. Кошкина. М. : Машиностроение, 1975. 624 с.
10. Сапожников С. В., Китанин Л. В. Техническая термодинамика и теплопередача. СПб. : СПбГТУ, 1999. 319 с.
11. Крэйт Ф., Блэк У. Основы теплопередачи. М. : Мир, 1983. 512 с.
12. Леонтьев А. И., Фафурин А. В. Нестационарный турбулентный слой в начальном участке трубы // Инженерно-физический журнал. 1973. Т. 25, № 3. С. 14–19.
13. Гусев С. А., Николаев В. Н. Параметрическая идентификация теплового состояния радиоэлектронного оборудования в приборном отсеке самолета // Сибирский журнал науки и технологий. 2019. Т. 20, № 1. С. 62–67.
14. Cruz C., Marshall A. Surface and gas measurements along a film cooled wall // Thermophysics and Heat Transfer. 2007. No. 21. P. 181–189.
15. Анализ экспериментальных данных по плавлению и движению расплава металла по цилиндрической поверхности / П. Д. Лобанов, Э. В. Усов, А. И. Светоносков и др. // Теплофизика и аэромеханика. 2020. № 3. С. 483–490.
16. Васильев Е. Н. Расчет характеристик теплообмена оребренной стенки // Сибирский аэрокосмический журнал. 2020. Т. 21, № 2. С. 226–232.
17. Зуев А. А., Аргольд А. А., Ходенкова Э. В. Теплоотдача в поле центробежных сил для элементов газовых турбин // Сибирский аэрокосмический журнал. 2020. Т. 21, № 3. С. 364–376.
18. Ашурков А. А., Лазовик И. Н., Никитенко Ю. В. Исследование процесса износа стволов импульсных тепловых машин комплексов авиационного вооружения // Проблемы повышения боевой готовности, боевого применения, технической эксплуатации и обеспечения безопасности полетов летательных аппаратов с учетом климатических условий Сибири, Забайкалья и Дальнего Востока : материалы XIII Всерос. науч.-техн. конф. (25–27 июня 2003, г. Иркутск) : в 2 ч. / ИВАИИ. Иркутск, 2003. Ч. 1. С. 97–100.
19. Даниленко Р. А., Подкопаев А. В. Синтез математической модели функционирования системы «оружие – патрон» на основе решения квазилинейного нестационарного уравнения теплопроводности // Академические Жуковские чтения. : материалы V Всерос. науч.-практ. конф. (22–23 ноября 2017, г. Воронеж) / ВУНЦ ВВС «ВВА». Воронеж, 2018. С. 67–73.

20. Захарченко А. С., Ашурков А. А., Лазовик И. Н. Способ оценки живучести стволов авиационного артиллерийского оружия // Проблемы повышения боевой эффективности ракетно-артиллерийского вооружения : материалы XIV Всерос. науч.-практ. конф. (14–17 марта 2006, г. Москва) / ВВИА им. Н. Е. Жуковского. Москва, 2006. С. 28–35.
21. Подкопаев А. В., Гусев А. В. Исследование возможности уточнения конечно-разностной схемы решения многомерных задач теплопроводности // Инновации в авиационных комплексах и системах военного назначения : материалы Всерос. науч.-практ. конф. (26 ноября 2009, г. Воронеж) : в 12 ч. / ВАИУ. Воронеж, 2009. Ч. 11. С. 157–161.
22. Экспериментальные исследования предельных тепловых нагрузок на ствол скорострельной пушки / А. В. Подкопаев, Н. Ф. Крайнов, И. Н. Лазовик и др. // Проблемы повышения боевой готовности, боевого применения, технической эксплуатации и обеспечения безопасности полетов летательных аппаратов с учетом климатических условий Сибири, Забайкалья и Дальнего Востока : материалы XIII Всерос. науч.-техн. конф. (25–27 июня 2003, г. Иркутск) : в 2 ч. / ИВАИИ. Иркутск, 2003. Ч. 1. С. 127–129.
23. Комбинированная математическая модель внутренней и промежуточной баллистики авиационного артиллерийского оружия / А. Б. Бабаджанов, И. А. Подкопаев, А. В. Подкопаев и др. // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2022. Вып. 4. С. 177–185.
24. ГОСТ 4401–81. Атмосфера стандартная. Параметры. М. : Изд-во стандартов. 2004. 180 с.
25. Задачник по технической термодинамике и теории тепломассообмена / В. Н. Афанасьев, С. И. Исаев, И. А. Кожин и др.; под ред. В. И. Крутова и Г. Б. Петражицкого. СПб. : БВХ-Петербург, 2011. 384 с.
26. Петухов Б. С., Ройзен Л. И. Обобщенные зависимости для теплоотдачи в трубах кольцевого сечения // Теплофизика высоких температур. 1974. Т. 12, № 13. С. 31–34.
27. Петухов Б. С., Ройзен Л. И. Теплоотдача при турбулентном течении газа в трубах кольцевого сечения // Извещение академии наук СССР. Энергетика и транспорт. 1967. № 1. С. 8–14.
28. Петухов Б. С., Ройзен Л. И. Экспериментальное исследование теплообмена при турбулентном течении газа в трубах кольцевого сечения // Теплофизика высоких температур. 1963. Т. 1, № 3. С. 19–24.
29. Галин Н. М. Теплообмен при турбулентном течении газов у шерховатых стенок // Теплоэнергетика. 1967. № 5. С. 11–14.
30. Норкин Н. Н., Чащин С. В. Исследование теплоотдачи и гидродинамических сопротивлений при продольном обтекании потоком сравнительно коротких ребристых труб // Теплоэнергетика. 1963. № 6. С. 42–51.
31. Миропольский Ф. П., Морозов А. А., Пырьев Е. В. Баллистика авиационных средств поражения. Ч. 1. Внутренняя баллистика ствольных систем и ракетные двигатели твердого топлива. М. : ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 2008. 255 с.
32. Подкопаев А. В. Способ определения коэффициента теплоотдачи для расчета температурного поля ствола скорострельного артиллерийского орудия // Современное состояние и перспективы развития летательных аппаратов, их силовых установок и комплексов авиационного вооружения : материалы Всерос. науч.-практ. конф. (16–17 мая 2012, г. Воронеж) : в 12 ч. / ВУНЦ ВВС «ВВА». Воронеж, 2012. Ч. 3. С. 202–204.

References

1. Bartl'me F. *Gazodinamika goreniya* [Gas dynamics of combustion]. Moscow, Energoizdat Publ., 1981, 280 p.
2. Kutateladze S. S., Leontiev A. I. *Teplomassoobmen i treniye v turbulentnom pogranichnom sloye* [Heat and mass transfer and friction in a turbulent boundary layer]. Moscow, Energoizdat Publ., 1985, 320 p.

3. *Proyektirovaniye raketnykh i stvol'nykh sistem* [Design of rocket and barrel systems]. Ed. by B. V. Orlov. Moscow, Mashinostroyeniye Publ., 1974, 828 p.
4. Serebryakov M. E. *Vnutrennyaya ballistika stvol'nykh sistem i porokhovykh raket* [Internal ballistics of barrel systems and powder rockets]. Moscow, Oborongiz Publ., 1962, 703 p.
5. Zaitsev A. S. *Proyektirovaniye artilleriyskikh stvolov. Ch. II. Spetsial'nyye voprosy* [Designing artillery barrels. P. II. Special questions]. Moscow, MC of the USSR on public education Publ., 1988, 114 p.
6. Podkopaev A. V., Babadzhanov A. B., Podkopaev I. A., Dolzhikov V. I. [Identification and simulation mathematical model of thermo and physical loading of a small-caliber artillery barrel]. *Sibirskiy aerokosmicheskii zhurnal*. 2022, Vol. 23, No. 2, P. 209–226 (In Russ.).
7. Zarubin V. S., Stankevich I. V. *Raschet teplonapryazhennykh konstruksiy* [Calculation of heat-stressed structures]. Moscow, Mashinostroyeniye Publ., 2005, 352 p.
8. Isachenko V. P., Osipova V. A., Sukomel A. S. *Teploperedacha* [Heat transfer]. Moscow, Energoizdat Publ., 1981, 416 p.
9. *Osnovy teploperedachi v aviatsionnoy i raketno-kosmicheskoy tekhnike* [Fundamentals of heat transfer in aviation and rocket-space technics]. Ed. by V. K. Koshkin. Moscow, Mashinostroyeniye Publ., 1975, 624 p.
10. Sapozhnikov S. V., Kitanin L. V. *Tekhnicheskaya termodinamika i teploperedacha* [Technical thermodynamics and heat transfer]. St. Petersburg, SPbSTU Publ., 1999, 319 p.
11. Krays F., Black W. *Osnovy teploperedachi* [Fundamentals of heat transfer]. Moscow, Mir Publ., 1983, 512 p.
12. Leontiev A. I., Fafurin A. V. [Non-stationary turbulent layer in the initial section of the pipe]. *Inzhenerno-fizicheskiy zhurnal*. 1973, Vol. 25, No. 3, P. 14–19 (In Russ.).
13. Gusev S. A., Nikolaev V. N. [Parametric identification of the thermal state of electronic equipment in the aircraft instrument compartment]. *Sibirskiy zhurnal nauki i tekhnologii*. 2019, Vol. 20, No. 1, P. 62–67 (In Russ.).
14. Cruz C., Marshall A. Surface and gas measurements along a film cooled wall. *Thermophysics and Heat Transfer*, 2007, No. 21. P. 181–189.
15. Lobanov P. D., Usov E. V., Svetonosov A. I., Lezhnin S. I. [Analysis of experimental data on melting and movement of a metal melt over a cylindrical surface]. *Teplofizika i aeromekhanika*. 2020, No. 3, P. 483–490 (In Russ.).
16. Vasiliev E. N. [Calculation of heat transfer characteristics of a ribbed wall]. *Sibirskiy aerokosmicheskii zhurnal*. 2020, Vol. 21, No. 2, P. 226–232 (In Russ.).
17. Zuev A. A., Arngold A. A., Khodenkova E. V. [Heat transfer in the field of centrifugal forces for elements of gas turbines]. *Sibirskiy aerokosmicheskii zhurnal*. 2020, Vol. 21, No. 3, P. 364–376 (In Russ.).
18. Ashurkov A. A., Lazovik I. N., Nikitenko Yu. V. [Study of the process of wear of barrels of pulsed heat engines of aviation weapons systems]. *Materialy XIII Vseros. nauch.-tekhn. konf. "Problemy povysheniya boyevoy gotovnosti, boyevogo primeneniya, tekhnicheskoy ekspluatatsii i obespecheniya bezopasnosti poletov letatel'nykh apparatov s uchetom klimaticheskikh usloviy Sibiri, Zabaykal'ya i Dal'nego Vostoka"* [Materials XIII All-Russ. Scient. and Technic. Conf. "Problems of increasing combat readiness, combat use, technical operation and ensuring flight safety of aircraft, taking into account the climatic conditions of Siberia, Transbaikalia and the Far East"]. Irkutsk, 2003, P. 97–100 (In Russ.).
19. Danilenko R. A., Podkopaev A. V. [Synthesis of a mathematical model for the functioning of the "weapon-cartridge" system based on the solution of a quasi-linear non-stationary heat conduction equation]. *Materialy V Vseros. nauch.-prakt. konf. "Akademicheskoye Zhukovskoye chteniye"* [Materials V All-Russ. Scient. and Practic. Conf. "Academic Zhukovsky reading"]. Voronezh, 2018, P. 67–73 (In Russ.).
20. Zakharchenko A. S., Ashurkov A. A., Lazovik I. N. [A method for assessing the survivability of aircraft artillery weapon barrels]. *Materialy XIV Vseros. nauch.-prakt. konf. "Problemy*

povysheniya boyevoy effektivnosti raketno-artilleriyskogo vooruzheniya” [Materials XIV All-Russ. Scient. and Practic. Conf. “Problems of increasing the combat effectiveness of rocket and artillery weapons”]. Moscow, 2006, P. 28–35 (In Russ.).

21. Podkopaev A. V., Gusev A. V. [Study of the possibility of refining the finite-difference scheme for solving multidimensional problems of heat conduction]. *Materialy Vseros. nauch.-prakt. konf. “Innovatsii v aviatsionnykh kompleksakh i sistemakh voyennogo naznacheniya*” [Materials All-Russ. Scient. and Practic. Conf. “Innovations in aviation complexes and military systems”]. Voronezh, 2009, P. 157–161 (In Russ.).

22. Podkopaev A. V., Krainov N. F., Lazovik I. N., Morozov S. A. [Experimental studies of limiting thermal loads on the barrel of a rapid-firing gun]. *Materialy XIII Vseros. nauch.-tekhn. konf. “Problemy povysheniya boyevoy gotovnosti, boyevogo primeneniya, tekhnicheskoy ekspluatatsii i obespecheniya bezopasnosti poletov letatel'nykh apparatov s uchetom klimaticheskikh usloviy Sibiri, Zabaykal'ya i Dal'nego Vostoka*” [Materials XIII All-Russ. Scient. and Technic. Conf. “Problems of increasing combat readiness, combat use, technical operation and ensuring flight safety of aircraft, taking into account the climatic conditions of Siberia, Transbaikalia and the Far East”]. Irkutsk, 2003, P. 127–129 (In Russ.).

23. Babadzhyanov A. B., Podkopaev I. A., Podkopaev A. V., Dolzhikov V. I. [Combined mathematical model of internal and intermediate ballistics of aviation artillery weapons]. *Izvestiya Tul'skogo gosudarstvennogo universiteta. Tekhnicheskoye nauki*. 2022, Rel. 4, P. 177–185 (In Russ.).

24. *GOST 4401–81. Atmosfera standartnaya. Parametry* [GOST 4401–81. The atmosphere is standard. Options]. Moscow, Standartinform Publ., 2004, 180 p.

25. *Zadachnik po tekhnicheskoy termodinamike i teorii teplomassoobmena* [Task book on technical thermodynamics and the theory of heat and mass transfer]. Ed. by V. I. Krutov and G. B. Petrazhitsky. St. Petersburg, BVH-Petersburg Publ., 2011, 384 p.

26. Petukhov B. S., Roizen L. I. [Generalized dependences for heat transfer in pipes of an annular section]. *Teplofizika vysokikh temperature*. 1974, Vol. 12, No. 13, P. 31–34 (In Russ.).

27. Petukhov B. S., Roizen L. I. [Heat transfer during turbulent gas flow in pipes with an annular cross section]. *Izveshcheniye akademii nauk SSSR. Energetika i transport*. 1967, No. 1, P. 8–14 (In Russ.).

28. Petukhov B. S., Roizen L. I. [Experimental study of heat transfer during turbulent gas flow in pipes of an annular section]. *Teplofizika vysokikh temperature*. 1963, Vol. 1, No. 3, P. 19–24 (In Russ.).

29. Galin N. M. [Heat transfer in turbulent flow of gases near rough walls]. *Teploenergetika*. 1967, No. 5, P. 11–14 (In Russ.).

30. Norkin N. N., Chashchin S. V. [Investigation of heat transfer and hydrodynamic resistance in longitudinal flow around relatively short finned tubes]. *Teploenergetika*. 1963, No. 6, P. 42–51 (In Russ.).

31. Miropolsky F. P., Morozov A. A., Pyriev E. V. *Ballistika aviatsionnykh sredstv porazheniya. Ch. 1. Vnutrennyaya ballistika stvol'nykh sistem i raketnyye dvigateli tverdogo topliva* [Ballistics of means of destruction. P. 1. Internal ballistics of barrel systems and solid propellant rocket engines]. Moscow, AFIA named after N. E. Zhukovsky Publ., 2008, 255 p.

32. Podkopaev A. V. [Modus for determining the heat transfer coefficient for calculating the temperature field of the barrel of a rapid-firing artillery gun]. *Materialy Vseros. nauch.-prakt. konf. “Sovremennoye sostoyaniye i perspektivy razvitiya letatel'nykh apparatov, ikh silovykh ustanovok i kompleksov aviatsionnogo vooruzheniya*” [Materials All-Russ. Scient. and Practic. Conf. “The current state and prospects for the development of aircraft, their power plants and aviation weapons systems”]. Voronezh, 2012, P. 202–204 (In Russ.).

Подкопаев Илья Александрович – адъюнкт; Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина». E-mail: ilya.podkopaev.96@bk.ru.

Подкопаев Александр Владимирович – кандидат технических наук, доцент, профессор кафедры эксплуатации комплексов авиационного вооружения (и прицельных систем); Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина». E-mail: aleksanpodkopaev@mail.ru.

Должиков Василий Иванович – кандидат технических наук, доцент, начальник кафедры эксплуатации комплексов авиационного вооружения (и прицельных систем); Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина». E-mail: Link707@mail.ru.

Podkopaev Ilya Aleksandrovich – adjunct; Air Force Military educational and scientific center “Air Force academy named after professor N. E. Zhukovsky and Y. A. Gagarin”. E-mail: ilya.podkopaev.96@bk.ru.

Podkopaev Aleksandr Vladimirovich – Cand. Sc., associate professor, professor of the department operation of aircraft weapon systems (and sighting systems); Air Force Military educational and scientific center “Air Force academy named after professor N. E. Zhukovsky and Y. A. Gagarin”. E-mail: aleksanpodkopaev@mail.ru.

Dolzhiikov Vasily Ivanovich – Cand. Sc., associate professor, head of the department operation of aircraft weapon systems (and sighting systems); Air Force Military educational and scientific center “Air Force academy named after professor N. E. Zhukovsky and Y. A. Gagarin”. E-mail: Link707@mail.ru.
