

УДК 623.418.4

DOI 10.22213/2413-1172-2018-2-37-42

К ВОПРОСУ О ВОЗМОЖНОСТИ РАСШИРЕНИЯ РЕЖИМОВ БОЕВОГО ПРИМЕНЕНИЯ АВИАЦИОННОГО АРТИЛЛЕРИЙСКОГО ОРУЖИЯ

Р. А. Даниленко, адъюнкт, Военно-воздушная академия имени проф. Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина, Воронеж, Россия

Авиационное артиллерийское оружие можно отнести к тем системам, перспективы использования которых сохраняются на весь период существования армии с вооружением обычного типа, поэтому вопрос поиска наиболее эффективных путей проведения его модернизации остается на сегодняшний день актуальным. Неправильная организация режимов боевого применения авиационного артиллерийского оружия может привести к невыполнению полетного задания и даже потере собственного летательного аппарата.

Оценка температурного поля авиационного артиллерийского оружия, в котором после прекращения стрельбы очередной боеприпас досылается в канал ствола, является важной составляющей при оценке его качественного и безопасного функционирования. В статье рассматривается модель теплового состояния системы «оружие – патрон», являющейся составной конструкцией сложной формы, при отстреле увеличенного количества выстрелов в очереди, очередей выстрелов, изменении временных интервалов между очередями выстрелов, аргументируется выбор метода конечных разностей для построения математической модели нагрева системы «оружие – патрон». Оценено влияние перерывов между очередями выстрелов на время достижения допустимых температур срабатывания взрывчатого вещества унитарного патрона, влияющие на безопасное применение авиационного артиллерийского оружия. Определено влияние высоты полета на возможность расширения диапазонов боевого применения авиационного артиллерийского оружия. Представлен анализ влияния увеличения боеприпасов в очереди и количества отстреливаемых очередей на вероятность поражения цели с помощью метода имитационного моделирования стрельбы определено влияние очереди увеличенной длины на рассеивание боеприпасов ударного действия при стрельбе по воздушной цели.

Ключевые слова: авиационное артиллерийское оружие, тепловое поле, метод конечных элементов, вероятность поражения, рассеивание.

Актуальность вопроса

Актуальность нахождения в составе комплекса вооружения летательного аппарата авиационного артиллерийского оружия (ААО) не подлежит сомнению. В сравнении с управляемым вооружением истребителя ААО обладает рядом преимуществ:

- является универсальным оружием, способным решать задачи поражения различных типов наземных и воздушных целей;

- имеет незначительные ограничения в применении по метеоусловиям и не подвержено помехам;

- как правило, встроено в конструкцию самолета и не ухудшает его аэродинамику;

- проще и дешевле, является оружием многозарядного применения.

Поэтому во многих странах в настоящее время уделяется большое внимание совершенствованию и развитию ААО. Зарубежные и отечественные военные специалисты уделяют огромное значение авиационному артиллерийскому вооружению тактических истребите-

лей и считают его достаточно эффективным средством поражения.

Явления, протекающие в ААО при производстве стрельбы, по своей природе относятся к нестационарным тепловым процессам, так как тепловое поле ствола переменное во времени. Нестационарность тепловых процессов обусловливается изменением энтальпии в стволе ААО и всегда связана с явлением его прогрева или охлаждения. По мере прогрева ствола интенсивность передачи теплоты постепенно уменьшается и в пределе становится равной нулю. Эта теплота аккумулируется телом и идет на повышение его энтальпии. Аналогичным образом протекает процесс охлаждения, при этом его энтальпия уменьшается, а выделенная теплота передается в окружающую среду и патрон, досланный в ствол под выстрел [1].

Чтобы качественно оценить работу и возможные диапазоны режимов боевого применения ААО, необходимо провести моделирование процессов, происходящих при выстреле, очередях выстрелов, очередей выстрелов и перерывов

между ними. Математическое моделирование является наименее затратным и вследствие развития быстродействия вычислительной техники довольно точным методом, описывающим тепловые процессы, протекающие при стрельбе. Данные задачи решаются с помощью квазилинейного нестационарного уравнения теплопроводности Фурье [2, 3].

Математическое моделирование тепловых процессов в системе «оружие – патрон»

В принятых ранее методиках расчета теплового состояния системы «оружие – патрон» не учитывались стоки и концентраторы тепла, что не давало полной картины процесса нагрева ствола и патрона, досланного в патронник.

Расчет нагрева взрывателя патрона основывался на тепловом балансе тепла, поступившего из ствола в патрон и поглощенного патроном. При этом из-за сложности расчета реальной схемы распространения тепла рассчитывалась только среднееобъемная температура патрона. При этом с целью упрощения расчетов принималось, что расчетная часть снаряда представляет собой набор из трех цилиндров, между которыми и поверхностью канала ствола имеет место постоянный зазор, отсчитываемый от полей нарезов. Данная модель дает несколько искаженную картину о нагреве патрона в нагретом стрельбой стволе.

Математическое описание температурного поля включает дифференциальное уравнение теплопроводности, граничные и начальные условия [4].

Постановка задачи в цилиндрической системе координат

Учитывая, что рассматриваемая конструкция может быть представлена в осесимметричной форме, запишем постановку задачи в цилиндрической системе координат [5]:

– дифференциальное уравнение теплопроводности

$$c\rho \frac{\partial T}{\partial \tau} = \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(r\lambda_r \frac{\partial T}{\partial r} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\lambda_z \frac{\partial T}{\partial z} \right) + q_v,$$

$$\forall r, z \in V, t > 0,$$

где r, z – радиальная и осевая координаты; λ_r – коэффициент теплопроводности в плоскости изотропии; λ_z – коэффициент теплопроводности в направлении оси z ;

– граничные условия на поверхности S теплообмена с газовой средой

$$q_{Sg} = -\lambda_r \frac{\partial T}{\partial r} l_r - \lambda_z \frac{\partial T}{\partial z} l_z, \quad \forall r, z \in S, t > 0,$$

где l_r и l_z – направляющие косинусы вектора нормали к поверхности S с осями z и r соответственно; T – температура;

– граничные условия на поверхностях контакта с соседними j -ми слоями конструкции

$$\lambda_{ri} \frac{\partial T_i}{\partial r} l_r + \lambda_{zi} \frac{\partial T_i}{\partial z} l_z = \lambda_{rj} \frac{\partial T_j}{\partial r} l_r + \lambda_{zj} \frac{\partial T_j}{\partial z} l_z,$$

$$\forall r, z \in S_k, t > 0;$$

– начальные условия для $\tau = 0$

$$T = f(z, r),$$

где $f(r, z)$ – функция начального распределения температуры по объему, в большинстве случаев $f(r, z) = \text{const} = T_0$; T_0 – начальная температура.

Решение задачи методом конечных элементов

Для решения данной задачи методом конечных элементов сформулируем вариационную задачу. Записанному дифференциальному уравнению теплопроводности для фиксированного момента времени t^* соответствует функционал

$$\Phi[T(r, z)] = \iint_{r,z} \left\{ \frac{1}{2} \left[\lambda_r^* \left(\frac{\partial T}{\partial r} \right)^2 + \lambda_z^* \left(\frac{\partial T}{\partial z} \right)^2 \right] - \right.$$

$$\left. - q_v T + q_c^* T \right\} r dr dz -$$

$$- \int_S \left[q_{Sg} T + \alpha \left(T_c - \frac{1}{2} T \right) T \right] dS -$$

$$- \int_{S_k} \frac{1}{R_k} \left(T_j - \frac{1}{2} T \right) T dS_k,$$

где $q_c^* = c^* \rho^* \frac{\partial T^*}{\partial t}$ – тепловой поток, накапливаемый в материале в момент t^* вследствие его теплоемкости, индекс * соответствует фиксированному («замороженному») в данный момент распределению параметра в пространстве.

Задача сводится к отысканию функции поля температур, удовлетворяющей стационарному значению функционала для исследуемой конструкции.

Численная модель процесса теплопроводности

При построении численной модели процесса теплопроводности используется метод конечных элементов [6]. Выбранный метод способен учесть практически все основные особенности исследуемых конструкций при тепловых расчетах и обеспечивает удобство сопряжения чис-

ленных моделей теплопроводности с задачами газодинамики.

В качестве элемента дискретизации применялись четырехугольные элементы, разделенные на треугольники. Для повышения точности расчетов дискретизация гибридных элементов осуществляется дважды альтернативными способами с последующим осреднением получаемых характеристик, что дает при решении задач теплопроводности улучшенные характеристики элемента.

Рассмотрим численное решение двумерной задачи. Введем в каждом треугольном элементе линейную функцию распределения температуры $T = N_1T_1 + N_2T_2 + N_3T_3$ и, относя теплоемкость элемента к узловым точкам, получим

$$\begin{aligned} q_c &= \int_v c \frac{\partial T}{\partial t} dv = \int_v c \left[\sum_{i=1}^3 N_i \frac{\partial T_i}{\partial t} \right] dv = \\ &= \sum_{i=1}^3 \frac{\partial T_i}{\partial t} \int_v c N_i dv = \sum_{i=1}^3 q_{ci}, \\ q_{ci} &= \frac{\partial T_i}{\partial t} C_i, \quad C_i = \int_v c N_i dv, \end{aligned}$$

где q_c – тепловой поток, поглощаемый при нагреве элемента вследствие теплоемкости его материала; N_i – коэффициенты формы треугольного конечного элемента, определяемые по зависимости $N_i = \frac{[z_{jk}(r-r_k) - r_{jk}(z-z_k)]}{2S_i}$, $i, j, k = 1, 2, 3$ – индексы, определяемые круговой подстановкой; $S_i = \frac{y_{21} \cdot x_{32} - y_{32} x_{21}}{2}$ – площадь треугольника.

Минимизируем для треугольника исходный функционал в классе линейных функций температуры с точечными источниками по узловым величинам T_i :

$$\begin{aligned} \frac{\partial \Phi}{\partial T_1} &= \iint_v \left[\lambda_z \frac{\partial T}{\partial z} \frac{\partial}{\partial T_1} \left(\frac{\partial T}{\partial z} \right) + \right. \\ &+ \left. \lambda_r \frac{\partial T}{\partial r} \frac{\partial}{\partial T_1} \left(\frac{\partial T}{\partial r} \right) \right] r dr dz + q_{c1} = \\ &= [(\lambda_z r_{23} r_{23} + \lambda_z z_{23} z_{23}) T_1 + (\lambda_z r_{23} r_{23} + \lambda_z z_{23} z_{23}) T_2 + \\ &+ (\lambda_z r_{23} r_{23} + \lambda_z z_{23} z_{23}) T_3] \Delta + C_1 \frac{\partial T}{\partial t}. \end{aligned}$$

Дифференцируя аналогично по T_2 и T_3 и объединяя полученные уравнения, запишем результат:

$$\left\{ \frac{\partial \Phi}{\partial T} \right\} = [\lambda] \{T\} + \{c\} \left\{ \frac{\partial T}{\partial t} \right\}.$$

Поверхностные потоки тепла на граничных поверхностях также представим в виде сосредоточенных узловых величин:

$$\begin{aligned} q_i &= \int_S q_{sg} dS_T + \int_S \alpha (T_C - T) dS_i + \int_S \frac{1}{R_K} (T_K - T) dS_T = \\ &= \sum_i q_{gi} + \sum_i q_{ai} + \sum_i q_{Ki}, \end{aligned}$$

где суммирование производится по узловым точкам граничной стороны конечного элемента:

$$q_{sg_i} = \int_S q_i N_i dS_T - \text{узловые потоки тепла, обусловленные лучистым теплообменом;}$$

$$\int_S q_g N_i dS_T \text{ или } q_{ai} = (T_{Ci} - T_i) \int_S \alpha N_i dS_T - \text{узловые тепловые потоки, обусловленные конвективной теплоотдачей;}$$

$q_{Ki} = (T_{Ki} - T_i) \int_S \frac{1}{R_K} N_i dS_T$ – узловые потоки в зоне контакта.

Окончательные уравнения процесса минимизации получаются объединением производных по всем конечным элементам конструкции:

$$\sum_{i=1}^N \sum_{i=1}^3 \frac{\partial \Phi}{\partial T} = \{0\},$$

где N – число конечных элементов.

Матрицы теплопроводности, теплоемкости и векторы тепловых узловых потоков всей конструкции могут быть получены сложением соответствующих членов матриц конечных элементов. Разрешающее уравнение для всего тела приобретает вид

$$[\Lambda] \{T\} = -\{C\}^T \left\{ \frac{\partial T}{\partial t} \right\} + \{Q_V\} + \{Q_L\} + \{Q_a\} + \{Q_K\},$$

где $[\Lambda]$, $\{C\}$ – глобальные матрицы теплопроводности и теплоемкости; $\{T\}$ – вектор узловых температур; $\{Q\}$ – векторы тепловых потоков всей области – объемных, лучистых, конвективных и контактных.

Для численного решения полученной системы уравнений воспользуемся методом конечных разностей, применяя неявную разностную схему. Используя конечно-разностное выражение производной первого порядка в виде $(T^{k+1} - T^k) / \Delta t$, преобразуем выражение в соответствии с неявной схемой:

$$\begin{aligned} [\Lambda^{k+1}] \{T^{k+1}\} &= -\{C^{k+1}\}^T \left(\{T^{k+1}\} - \{T^k\} \right) \frac{1}{\Delta t} + \\ &+ \{A^{k+1}\}^T \left(\{T_g^{k+1}\} - \{T^{k+1}\} \right) + \{Q_V^{k+1}\} + \{Q_L^{k+1}\} + \\ &+ \{Q_K^{k+1}\} + \{Q_G^{k+1}\}, \end{aligned}$$

где k – временной индекс; $\{T_{k+1}\}$, $\{T_k\}$ – векторы узловых температур в последующий и данный моменты времени; $[A]$, $[R]$ – диагональные матрицы конвективного и контактного теплообмена; $[T_G]$ – температура окружающей среды; $\{Q_G\}$ – вектор тепловых потоков со стороны газового потока, используемый при решении сопряженных задач.

После преобразований окончательно получим:

$$\begin{aligned} & \left([\Lambda^{k+1}] + \frac{1}{\nabla t} [C^{k+1}] + [A^{k+1}] + [R^{k+1}] \right) \{T^{k+1}\} = \\ & = \frac{1}{\nabla t} \{C^{k+1}\}^T \{T^k\} + \{A^{k+1}\}^T (\{T_g^{k+1}\} - \{T^{k+1}\}) + \\ & + \{Q_V^{k+1}\} + \{Q_L^{k+1}\} + \{Q_G^{k+1}\}. \end{aligned}$$

Решение полученной системы алгебраических уравнений осуществляется известными методами [7]. Расчет процесса теплопроводности при переменных значениях теплофизических характеристик требует использования метода последовательных приближений, однако при достаточно малых временных шагах удовлетворительная точность может быть получена при задании этих характеристик за время шага постоянными величинами, равными их значениям в начале шага.

Оценка эффективности стрельбы.

Показатель эффективности

Представленные соотношения позволяют сформировать глобальные матрицы теплопроводности, теплоемкости, тепловых потоков двумерной тепловой задачи и соответствующую систему алгебраических уравнений.

При боевом применении ААО при заданном разработчиком темпе стрельбы и характеристиках заряжания патрона тепловое состояние системы зависит от таких факторов, как длина очереди, количество очередей и время перерыва между очередями выстрелов [8]. Для ААО длительность перерывов при стрельбе определяется временем повторного прицеливания в случае повторного захода на цель при промахе. Исходя из современной тактики применения авиации такие перерывы могут составлять от 2-5 секунд до нескольких минут. При перерывах такой продолжительности полного охлаждения системы между очередями выстрелов не происходит, что приводит к тому, что длина очереди сокращается.

В полете нагрев вызывается кинетическим нагревом от набегающего потока и стрельбой. Количество тепла от воздействия медного ве-

дущего пояса переменного по длине ствола и составляет 12-20 % от общего количества тепла, поступающего в ствол во время выстрела, а при воздействии пороховых газов в нарезную часть ствола поступает 12-17% тепла, выделяющегося при сгорании всего порохового заряда [9].

Большое значение при расчете теплового состояния системы «оружие – патрон» имеет высота полета и параметры воздуха на высоте применения ААО.

В результате неодинакового охлаждения системы на различных высотах предельные температуры нагрева взрывателя снаряда существенно снижаются, за счет чего появляется возможность увеличения длины непрерывной очереди. Вышеизложенные обстоятельства позволяют выработать ряд уточнений к рекомендациям по расширению режимов боевого применения.

Анализ данных, полученных при моделировании теплового состояния системы «оружие – патрон» показывает, что ведение огня очередями длиной более 25-30 выстрелов на малых и предельно малых высотах нецелесообразно из-за возможности нештатного срабатывания патрона. Вместе с тем на высотах от 5000 м и более возможно увеличение длины очереди до 35-40 выстрелов в зависимости от интенсивности нагружения системы.

При оценке эффективности стрельбы из ААО по типовым целям применяется показатель эффективности – вероятность поражения цели W_n , характеризующая величину ущерба, наносимого единичной цели:

$$W_n(A_1, k) = 1 - \int_0^{\infty} e^{-\xi} \frac{\rho^2 A_1}{\pi k^2} e^{-\frac{\xi}{k^2}} d\xi,$$

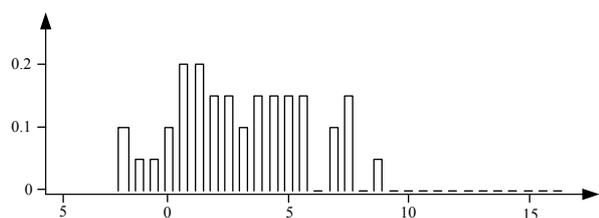
где $A_1 = \frac{nS_{ц}}{\omega E_{y\text{ гр}} E_{z\text{ гр}}}$; $k = \frac{E_{y\text{ инд}}}{E_{y\text{ гр}}} = \frac{E_{z\text{ инд}}}{E_{z\text{ гр}}}$; $\rho = 0,477$ –

коэффициент связи между срединным и среднеквадратичным отклонениями; n – количество снарядов; $E_{y\text{ инд}}$, $E_{z\text{ инд}}$ – индивидуальное рассеивание; $E_{y\text{ гр}}$, $E_{z\text{ гр}}$ – групповое рассеивание; ω – среднее необходимое для поражения число снарядов; $S_{ц}$ – площадь цели.

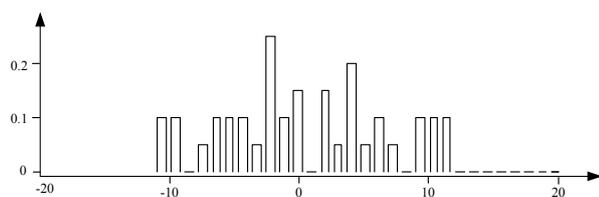
Из приведенной формулы видно, что чем больше количество снарядов в очереди, тем выше вероятность поражения цели [10].

При оценке увеличения количества боеприпасов в очереди рассеивание изменяется. На графиках приведен вид рассеивания боеприпасов при длине очереди 25, 35 и 40 снарядов. Определение точностных характеристик ААО при

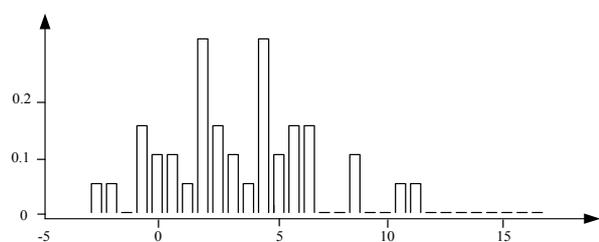
стрельбе по воздушной цели получены методом имитационного моделирования стрельбы на основе 1000 статистических испытаний.



а



б



в

Гистограммы рассеивания боеприпасов при различной длине очереди: а – 25 снарядов в очереди; б – 35 снарядов в очереди; в – 40 снарядов в очереди

Выводы

Проведенные исследования показывают, что имеются существенные возможности для расширения режимов боевого применения ААО при обеспечении безопасности нахождения очередного патрона в канале ствола после окончания стрельбы и сохранении в пределах допусков рассеивания снарядов и живучести ствола. Для этого необходимо провести математическое моделирование тепловых процессов в системе «оружие – патрон», при этом в первую очередь следует обратить внимание на температуру воздуха на высоте полета и скорость летательного аппарата. Вероятность поражения воздушной цели при расширении режимов боевого применения ААО возрастает на 10-12 %.

Библиографические ссылки

1. К вопросу о расчете передачи тепла от разнотенной по длине сечения трубы помещенному в нее телу, критичному к температуре / Р. А. Даниленко,

А. В. Подкопаев, А. Н. Дёмин, Г. Г. Косарев // Успехи современной науки. 2017. № 5. С. 96–100.

2. Сапожников С. В., Китанин Л. В. Техническая термодинамика и теплопередача. СПб. : Изд-во СПбГТУ, 2003. 319 с.

3. Румянцев В. Д. Теория тепло- и массообмена. Днепропетровск : Пороги, 2006. 532 с.

4. Карташов Э. М. Аналитические методы в теории теплопроводности твердых тел. М. : Высш. шк., 2001. 550 с.

5. Макарьянц Г. М., Прокофьев А. Б. Основы метода конечных элементов. Самара : Изд-во СГАУ, 2013. 79 с.

6. Elishakoff I., Ren Y. (2003). Finite Element Methods for Structures with Large Stochastic Variations. Oxford Univrsity Press.

7. Бате К. Ю. Методы конечных элементов. М. : Физматлит, 2010. 1024 с.

8. Даниленко Р. А., Подкопаев А. В., Малышев В. А. Анализ некоторых способов повышения эффективности применения авиационного артиллерийского оружия : сборник научных статей по материалам IV Всерос. науч.-практ. конф. «Академические Жуковские чтения». Воронеж : Изд-во ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина», 2016. С 23–27.

9. Шипунов А. Г., Швыкин Ю. С. Живучесть стволов скорострельных пушек и способы ее обеспечения. М. : Машиностроение, 1977. 167 с.

10. Авиационные боеприпасы / Ф. П. Миропольский, Е. В. Пырьев, В. В. Головенкин, С. В. Хрулин. М. : Изд-во ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина», 2010. 406 с.

References

1 Danilenko R. A., Podkopaev A. V., Dyomin A. N., Kosarev G. G. (2017). To the question of calculating the heat transfer from a tube that has been differentiated along the length of the tube to a body that is critical of temperatur. *Uspеhi sovremennoy nauki* [The success of modern science], no. 5, pp. 99-100 (in Russ.).

2. Sapozhnikov S. V., Kitanin L. V. (2003). Thechnical Thermodynamics and Heat Transfer. SPb: *SPbGTU* (in Russ.).

3. Rumyantsev V. D. (2006). Theory of heat and mass transfer. Dnepropetrovsk, *Porogi*.

4. Kartashov E. M. (2001). Analytical methods in the theory of the thermal conductivity of solids. Moscow: *Visshaya shkola* (in Russ.).

5. Makar'yanc G. M., Prokofiev A. B. (2013). Fundamentals of the finite element method. Samara: *SGAU* (in Russ.).

6. Elishakoff I., Ren Y. (2003). Finite Element Methods for Structures with Large Stochastic Variations. Oxford Univrsity Press.

7. Bate K. Yu (2010). Finite Element Methods. Moscow: *Fizmatlit* (in Russ.).

8. Danilenko R. A., Podkopaev A. V., Malishev V. A. (2016). Analysis of some ways to increase the effectiveness of the use of aircraft artillery weapons. Proceedings

of the *Akademicheskije Zhukovskie chteniya*, pp. 23-27. Voronezh (in Russ.).

9. Shipunov A. G., Shvykin Yu. S. (1977). The persistence of the trunks of quick-firing guns and the means for achieving this. Moscow: *Mashinostroenie* (in Russ.).

10. Miropol'skiy F. P., Pir'ev E. V., Golovenkin V. V., Khrulin S. V. (2010). Aircraft ammunition. Moscow (in Russ.).

On the Issue of the Possibility of Expanding the Regimes of Combat Use of Aircraft Artillery Weapons

R. A. Danilenko, Adjunct, N. E. Zhukovsky and Y. A. Gagarin Air Force Academy, Voronezh, Russia

Aviation artillery weapons can be attributed to those systems with the perspectives of their being preserved for the entire period of the army's existence with conventional weapons, so the question of finding the most effective ways of carrying out its modernization remains actual today. Incorrect organization of regimes for the combat use of aircraft artillery weapons can lead to non-fulfillment of the flight task and even the loss of its own aircraft. Assessment of the temperature field of aircraft artillery weapons, in which, after the shooting ceases, the next ammunition is sent to the trunk channel, is an important component in assessing its qualitative and safe functioning. The paper deals with the model of the thermal state of the "weapon - cartridge" system, which is a composite construction of a complex shape, when shooting an increased number of shots in the queue, bursts of shots, changing the time intervals between the bursts of shots, the choice of the finite difference method for constructing the mathematical model of heating the "weapon - cartridge". The influence of interruptions between the bursts of shots during the time of reaching the permissible temperatures of the operation of the explosive of a unitary cartridge, affecting the safe use of aircraft artillery weapons, is estimated. The influence of the flight altitude on the possibility of expanding the ranges of combat use of aircraft artillery weapons is determined. The analysis of the effect of the increase in ammunition in the queue and the number of firing queues on the probability of target damage is presented. Using the simulation method, the influence of a longer-length queue on the scattering of impact ammunition during firing at an air target is determined.

Keywords: aviation artillery weapons, thermal field, finite element method, the probability of failure, diffusion.

Получено 18.04.2018