УДК 623.418.4
ГРНТИ 78.25.13

ИССЛЕДОВАНИЕ ИЗГИБНЫХ КОЛЕБАНИЙ СТВОЛА АВИАЦИОННОГО АРТИЛЛЕРИЙСКОГО ОРУЖИЯ КАК ФАКТОРА, ВЛИЯЮЩЕГО НА ИНДИВИДУАЛЬНОЕ РАССЕИВАНИЕ АВИАЦИОННЫХ ПУШЕЧНЫХ СНАРЯДОВ

И.С. ПАСТУХОВ
Филиал ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Челябинск)
Ф.М. ВЫТРИШКО, кандидат технических наук, доцент
ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж)

В статье рассмотрены теоретические аспекты зависимости амплитуды колебаний ствола авиационного артиллерийского оружия от темпа стрельбы. Представлены особенности расчета изгибных колебаний ствола оружия под действием силы отдачи. При этом ствол авиационного артиллерийского оружия принимается за консольный стержень постоянного сечения с жестко защемленным концом слева и свободным справа. Рассчитаны нормальная функция, определяющая собственную форму колебаний, а также соответствующая этой форме частота собственных колебаний ствола авиационного артиллерийского оружия. Графически показана кривая основной формы изгибных колебаний ствола авиационного артиллерийского оружия. Представлено выражение, позволяющее определить координаты ствола в любой момент времени с учетом изменения скорострельности авиационного артиллерийского оружия. Результаты расчетов, прежде всего, позволяют исследовать перемещения ствола оружия, обусловленные стрельбой, и определить координаты дульного среза канала ствола. Информация о координатах ствола позволяет определить начальные условия движения, получаемые снарядом в момент вылета из канала ствола.

Ключевые слова: авиационное артиллерийское оружие, авиационный пушечный снаряд, сила отдачи, изгибные колебания ствола, темп стрельбы, координаты ствола, индивидуальное рассеивание.

INVESTIGATION OF AVIATION ARTILLERY WEAPONS BARREL BENDING VIBRATIONS AS A FACTOR AFFECTING THE INDIVIDUAL DISPERSION OF AVIATION CANNON SHELLS

I.S. PASTUHOV
MESC AF «N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy» branch (Chelyabinsk)
F.M. VYTRISHKO, Candidate of Technical sciences, Associate Professor
MESC AF «N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy» (Voronezh)

The article considers the theoretical aspects of the aviation artillery weapon barrel vibrations amplitude dependence on the fire rate. The features of calculating the weapon barrel bending vibrations under the recoil force action are presented. In this case, the aviation artillery weapon barrel is taken as a cantilever rod of constant cross-section with a rigidly pinched end on the left and a free one on the right. The normal function that determines the natural form of vibrations, as well as the aviation artillery weapon barrel natural vibrations frequency corresponding to this form, are calculated. The curve of the aviation artillery weapon barrel bending vibrations main shape is graphically shown. An expression is presented that allows us to determine the barrel coordinates at any time, taking into

СОДЕРЖАНИЕ

account changes in the aviation artillery weapons fire rate. The results of the calculations, first of all, allow us to study the movements of the weapon barrel caused by firing, and to determine the coordinates of the barrel channel muzzle section. Information about the barrel coordinates allows you to determine the initial conditions of movement received by the shell at the time of departure from the barrel channel.

Keywords: aviation artillery weapons, aviation cannon shell, recoil force, barrel bending vibrations, fire rate, barrel coordinates, individual dispersion.

Введение. Эффективность боевого применения авиационного артиллерийского оружия обеспечивается темпом стрельбы, точностью попадания, а также поражающим действием авиационных пушечных снарядов. Точность во многом определяется динамикой системы «оружие – установка» под действием возмущающих сил, возникающих в местах крепления авиационного артиллерийского оружия к носителю во время стрельбы. Совершенствование прицельных систем существенно снизило влияние ошибок, формируемых в контуре прицеливания, таких как: ошибки, связанные с допущениями и упрощениями формул для расчета поправок стрельбы, ошибки прицельных систем в измерении исходных данных, а также ошибки совмещения прицельной марки с целью. Вместе с этим возросли требования к индивидуальному рассеиванию авиационных пушечных снарядов, которое во время стрельбы определяется высокочастотной вибрацией системы «оружие – установка».

На корпус авиационного артиллерийского оружия при стрельбе действует сила отдачи. Причинами, порождающими силу отдачи, являются силы давления пороховых газов на дно канала ствола, удары в механизме оружия, усилие сопротивления патронной ленты при подаче. Пренебрегая динамическими реакциями механизма автоматики, ввиду их незначительного влияния, представляется возможным считать, что сила отдачи определяется в основном силой давления пороховых газов на дно канала ствола авиационного артиллерийского оружия. Эта сила через узлы крепления передается на силовую конструкцию установки и летательный аппарат и по своей величине является значительной. Большие усилия вызывают деформацию и напряжения в элементах конструкции. Из-за деформации элементов силовой конструкции авиационное артиллерийское оружие может перемещаться относительно установки и летательного аппарата. Напряжения в элементах силовой конструкции, возникающие при стрельбе, и относительные перемещения авиационного артиллерийского оружия в значительной мере определяются устройством силовой конструкции [1].

Оружие крепится к установке обычно в двух местах, которые можно рассматривать как упругие опоры. Промежуточным звеном между оружием и лафетом является амортизатор силы отдачи, который заметным образом растягивает во времени приложение сил, действующих со стороны оружия. В этом случае на установку действует уже не сила отдачи, а значительно меньшая сила реакции амортизатора. Несмотря на это, снижение силы отдачи посредством амортизации авиационного артиллерийского оружия происходит при сохранении импульса выстрела за время полного цикла автоматики. Сила реакции амортизатора силы отдачи является продольной составляющей силы отдачи. Под действием сил, возникающих при стрельбе, на авиационное артиллерийское оружие действует изгибающая нагрузка, вызванная перемещениями оружия как твердого тела на упругих опорах. Появление изгибных (поперечных) колебаний ствола обусловлено тем, что при несимметричном, относительно продольной оси, распределении масс, силы инерции этих масс, под влиянием продольных деформаций оружия, вызывают изгибные колебания.

Актуальность. Известно, что одним из показателей эффективности боевого применения авиационного артиллерийского оружия является индивидуальное (техническое) рассеивание авиационных пушечных снарядов. Основное влияние на характеристики индивидуального рассеивания снарядов при стрельбе оказывают угловые перемещения в плоскостях, проходящих через ось канала ствола, и линейное перемещение вдоль оси канала при откате и накате авиационного артиллерийского оружия [2].

СОДЕРЖАНИЕ

Возмущения, которые накладываются на снаряд при выходе из канала ствола, в результате его изгибных колебаний, приводят к разбросу начальных условий движения снаряда, а это, в свою очередь, влияет на отклонение вектора начальной скорости авиационных пушечных снарядов от заданной величины. Одним из важнейших направлений повышения эффективности боевого применения авиационного артиллерийского оружия является достижение оптимального значения темпа стрельбы. В связи с этим особую актуальность приобретает исследование, направленное на изучение вынужденных изгибных колебаний авиационного артиллерийского оружия, под действием сил, возникающих при перемещениях, и сил инерции от продольных деформаций в режиме автоматической стрельбы. Исследование изгибных колебаний ствола представляет большой интерес и с теоретической и с практической точки зрения и является весьма важным для решения задачи повышения эффективности боевого применения авиационного артиллерийского оружия. Выявление степени зависимости амплитуды колебаний ствола от темпа стрельбы позволит спрогнозировать параметры движения снаряда на траектории, которые определяют характеристики индивидуального рассеивания авиационных пушечных снарядов.

Из [3] следует, что вынужденные колебания зависят от действующих сил и упруго-инерционных свойств системы, определяющих параметры главных свободных колебаний.

Таким образом, задачу исследования динамических перемещений системы «оружие – установка» под действием возмущающей силы целесообразно свести к определению:

нормальной функции, описывающей основную форму колебаний ствола авиационного артиллерийского оружия;

частоты собственных колебаний, соответствующей этой форме;

нормальной функции возмущающей силы вынужденных колебаний ствола оружия; при этом используются выводы и формулы для механических систем с одной степенью свободы.

Для решения этой задачи следует принять следующие допущения:

ствол авиационного артиллерийского оружия представляет собой упруго-деформируемый прямолинейный стержень постоянного по длине кольцевого поперечного сечения, с жестко защемленным концом слева $(x = 0)$ и свободным справа $(x = l)$ (рисунок 1);

ось стержня (упругая линия) совпадает с координатной осью Ox;

деформация оси стержня под нагрузкой определяет отклонения точек оси ствола при изгибных колебаниях, происходящих в одной плоскости (вертикальная и горизонтальная плоскости считаются тождественными);

возмущающая сила P приводится к дульному срезу канала ствола оружия, так как в данной точке стержень испытывает наибольшее значение деформации.

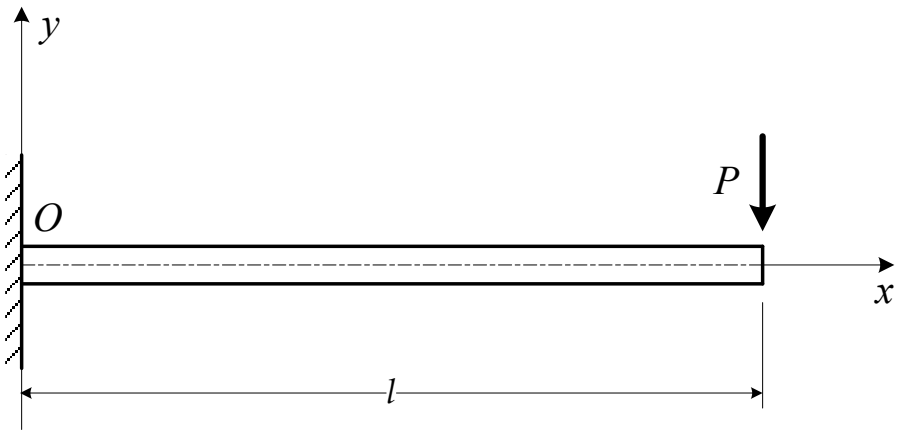


Рисунок 1 – Расчетная схема ствола оружия

СОДЕРЖАНИЕ

С учетом вышеперечисленных допущений, отклонение точек оси ствола при изгибных колебаниях определяется следующей функцией [3]:

$$y = y(x,t), \tag{1}$$

где $y(x,t)$ – поперечное перемещение ствола; x – координата дульного среза канала ствола; t – время действия возмущающей силы.

Функция (1) удовлетворяет общему дифференциальному уравнению изгибных колебаний оружия как упруго-деформируемого стержня:

$$\frac{\partial^2 y}{\partial t^2} + \kappa^2 \frac{\partial^4 y}{\partial x^4} = 0, \tag{2}$$

где $\kappa = \sqrt{\frac{\eta}{m}}$, $\eta = EJ$ – жесткость поперечного сечения ствола оружия при изгибе; E – модуль упругости; J – момент инерции поперечного сечения ствола; $m = \rho F$ – масса единицы длины ствола; ρ – плотность материала ствола оружия; F – площадь поперечного сечения ствола оружия.

Решение уравнения (2), соответствующее собственным изгибным колебаниям ствола, представляется в форме:

$$y(x,t) = \xi(\bar{x}) \sin pt, \tag{3}$$

где $\xi(\bar{x})$ – амплитудная функция, определяющая нормальную форму колебаний ствола (собственная форма колебаний); $\bar{x} = x / l$ – безразмерная координата поперечного сечения ствола; p – собственная частота колебаний ствола.

Каждой собственной форме колебаний соответствует определенное значение p. Отбор p и соответствующих им $\xi(\bar{x})$ осуществляется при помощи уравнения собственных форм колебаний ствола.

Подставляем выражение (3) в уравнение (2):

$$-p^2 \xi(\bar{x}) \sin(pt + \phi) + k^2 \frac{\partial^4 \xi(\bar{x})}{\partial x^4} \sin(pt + \phi) = 0. \tag{4}$$

Выражение $\sin pt \neq 0$, следовательно:

$$k^2 \frac{\partial^4 \xi(\bar{x})}{\partial x^4} - p^2 \xi(\bar{x}) = 0. \tag{5}$$

Поделим обе части выражения на k^2:

$$\frac{\partial^4 \xi(\bar{x})}{\partial x^4} - \frac{p^2}{k^2} \xi(\bar{x}) = 0. \tag{6}$$

Обозначим $\frac{p^2}{k^2} = a^4$:

СОДЕРЖАНИЕ

$$\frac{d^4\,\xi(\bar{x})}{d\,x^4} - a^4\,\xi(\bar{x}) = 0. \tag{7}$$

Выражение (7) представляет собой уравнение собственных форм колебаний однородной задачи.

Принимая, что $\gamma_i = a_i l$, спектр собственных частот колебаний ствола определяется по формуле:

$$p_i = \gamma_i^2 \sqrt{\frac{k}{l^4}},\ i = 1,2,3..., \tag{8}$$

где i – номера собственных частот, соответствующих свободной форме колебаний.

Уравнение собственной формы колебаний для ствола авиационного артиллерийского оружия имеет вид [4]:

$$\xi(\bar{x}) = \operatorname{ch} a\bar{x} - \cos a\bar{x} - \alpha(\operatorname{sh} a\bar{x} - \sin a\bar{x}), \tag{9}$$

где $\alpha = \dfrac{\operatorname{ch}\gamma + \cos\gamma}{\operatorname{sh}\gamma + \sin\gamma}$ – произвольная постоянная.

Используя формулу (9), можно найти форму прогибов ствола авиационного артиллерийского оружия при колебаниях, обусловленных возмущающей силой. Из [5] следует, что вполне достаточную точность дает учет только основной (первой) формы колебаний стержня, в нашем случае – ствола. Кривая основной формы колебаний, соответствующая первой частоте собственных колебаний ствола, представлена на рисунке 2.

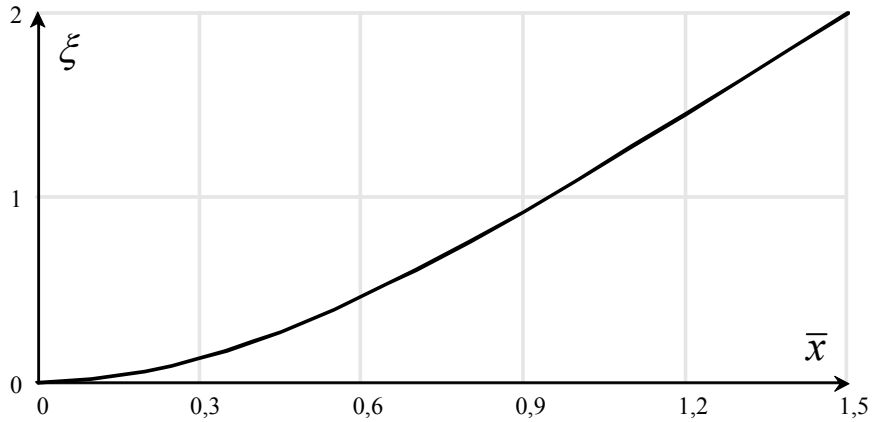


Рисунок 2 – Основная форма колебаний стержня (ствола)

Рассматривая ствол авиационного артиллерийского оружия как консольный стержень постоянного сечения, к свободному концу которого приложена поперечная возмущающая сила P, можно определить динамические перемещения дульного среза канала ствола под действием этой силы. Для этого необходимо представить динамические перемещения, вызванные возмущающей силой в виде ряда [4]:

$$y = \sum_i \varphi_i \xi_i(\bar{x}), \tag{10}$$

СОДЕРЖАНИЕ

где φ_i – функция времени; $\xi_i(\bar{x})$ – функция, определяющая формы изгибных колебаний дульного среза канала ствола.

Определить функцию времени φ_i применительно к случаю вынужденных колебаний, вызываемых возмущающей силой P, приложенной к свободному концу ствола авиационного артиллерийского оружия, можно при помощи принципа возможных работ.

Этот принцип предполагает, что сумма возможных (виртуальных) работ сил инерции, упругих сил и возмущающей силы, действующих на каждый бесконечно малый элемент колеблющегося ствола оружия, должна быть равна нулю [4]:

$$\delta W^{\Phi} + \delta W^{U} + \delta W^{P} = 0, \tag{11}$$

где δW^{Φ} – возможная работа сил инерции; δW^{U} – возможная работа упругих сил деформации ствола оружия; δW^{P} – возможная работа возмущающей силы.

Возможные перемещения определяются зависимостью:

$$\delta y = \delta\varphi_i \xi(\bar{x}). \tag{12}$$

Введем нормировочные условия:

$$\int_0^l \xi_i(\bar{x})\xi_j(\bar{x})dx = 0 \quad \text{и} \quad \int_0^l \xi_i^2(\bar{x})dx = l. \tag{13}$$

Интенсивность сил инерции, равномерно распределенных по длине ствола оружия, совершающего колебательное движение, определяется выражением:

$$\Phi = -m\ddot{y} = -m\sum_i \ddot{\varphi}_i \xi_i(\bar{x}). \tag{14}$$

Возможная работа сил инерции может быть найдена согласно формулам:

$$\delta W^{\Phi} = \int_0^l \Phi \delta y, \tag{15}$$

$$\delta W^{\Phi} = -m\int_0^l \left(\sum_i \ddot{\varphi}_i \xi_i(\bar{x})\right)\delta\varphi_i \xi_i(\bar{x})dx = -ml\ddot{\varphi}_i\delta\varphi_i. \tag{16}$$

Возможную работу упругих сил получим через выражение для энергии деформации стержня:

$$U = \frac{\eta}{2}\int_0^l \left(\frac{\partial^2 y}{\partial \xi^2(\bar{x})}\right)^2 dx = \frac{\eta}{2}\sum_i k^4\varphi_i^2 \int_0^l \xi_i^2(\bar{x})dx. \tag{17}$$

Учитывая (13) выражение (17) будет иметь следующий вид:

СОДЕРЖАНИЕ

$$U = \frac{\eta}{2l^3}\sum_i k^4 \phi_i^2 l \ . \tag{18}$$

Возможная работа упругих сил может быть найдена по формуле:

$$\delta W^U = -\frac{\partial U}{\partial \phi_i}\delta\phi_i = -\frac{\eta}{l^3}k^4 l\phi_i \,\delta\phi_i . \tag{19}$$

Возможная работа возмущающей силы P:

$$\delta W^P = P\delta y = P\delta\varphi_i\xi_i(\bar{x}). \tag{20}$$

Подставляем выражения (16), (19), (20) в формулу принципа возможных работ (11):

$$-ml\ddot{\varphi}_i\delta\varphi_i - \frac{\eta}{l^3}k^4 l\varphi_i\delta\varphi_i + P\delta\varphi_i\xi(\bar{x}) = 0. \tag{21}$$

С учетом, что $\delta\phi_i \neq 0$ перестроим выражение (21) в виде:

$$\ddot{\varphi}_i + p^2\varphi_i = \frac{P}{ml}\xi_i(\bar{x}), \tag{22}$$

где $p^2 = \frac{\eta k^4}{m l^3}$ – частота собственных колебаний ствола оружия в процессе стрельбы.

Выражение (22) представляет собой линейное неоднородное дифференциальное уравнение второго порядка и описывает колебания ствола авиационного артиллерийского оружия.

Решение этого дифференциального уравнения в общем случае получается суммированием решения соответствующего однородного уравнения и частного решения.

Однородное дифференциальное уравнение имеет вид:

$$\ddot{\varphi}_i + p^2\varphi_i = 0. \tag{23}$$

Общее решение уравнения (23):

$$\varphi = C_1\cos pt + C_2\sin pt. \tag{24}$$

Постоянные интегрирования C_1 и C_2 определяют с учетом начальных условий. Положим, что в начальный момент времени $t = 0$ оружие смещено от положения равновесия на расстояние φ_0 и имело начальную скорость $\dot{\varphi}_0$. Подставляя $t = 0$ в (24), находим $C_1 = \varphi_0$. Дифференцируя уравнение (24) по времени и подставляя $t = 0$ в выражение производной, получаем $C_2 = \varphi_0 / p$. Подставляя C_1 и C_2 в (24), находим:

$$\varphi = \varphi_0\cos pt + \frac{\dot{\varphi}_0}{p}\sin pt. \tag{25}$$

СОДЕРЖАНИЕ

Возмущающая сила P не может быть представлена простой аналитической функцией времени. Выразим эту силу через элемент возмущающей силы, приходящийся на единицу массы:

$$q = \frac{P}{ml}. \tag{26}$$

Для вычисления перемещения представим непрерывное действие возмущающей силы P разделенным на малые интервалы dt. Импульс силы qdt соответствует элементарному интервалу времени. Тогда $d\varphi = qdt$.

Из выражения (25) можно сделать вывод, что вследствие начальной скорости $\dot{\varphi}_0$ перемещение в любой момент времени t определяется выражением:

$$\varphi = \frac{\dot{\varphi}_0}{p}\sin pt. \tag{27}$$

Поэтому скорость $d\dot{\varphi}$, возникающая в момент времени t, вызывает перемещение в момент t_1, равное:

$$\varphi = \frac{qdt}{p}\sin p\left(t_1 - t\right). \tag{28}$$

Это перемещение возникает от одного элементарного импульса. Для получения полного перемещения оружия, вызванного непрерывным действием силы q, необходимо суммировать все элементарные перемещения:

$$\varphi = \frac{1}{p}\int_0^t q\sin p\left(t_1 - t\right)dt. \tag{29}$$

Формула (29) позволяет определить перемещение, вызванное силой q, действующей в интервале времени от $t = 0$ до $t = t_1$.

Таким образом, полное перемещение ствола оружия имеет вид:

$$\varphi = \varphi_0\cos pt + \frac{\dot{\varphi}_0}{p}\sin pt + \frac{1}{p}\int_0^t q\sin p\left(t_1 - t\right)dt. \tag{30}$$

При стрельбе из авиационного артиллерийского оружия возмущающая сила P представляет собой импульсную нагрузку [2]. Если предположить, что сила P изменяется во времени произвольным образом, как графически показано на рисунке 3, можно аппроксимировать кривую импульсами прямоугольной формы.

Из рисунка 3 видно, что равные интервалы времени Δt задают постоянные координаты P_1, P_2, P_i и т.д. Значит, действие силы $P(t)$ можно заменить последовательностью постоянных сил P_1, P_2, P_i и т.д., каждая из которых действует в течение промежутка времени Δt.

Тогда общее решение уравнения (22) будет иметь следующий вид:

$$\varphi = \varphi_i\cos pt + \frac{\dot{\varphi}_0}{p}\sin pt + \frac{Pl^3\xi\left(\bar{x}\right)}{\eta k^4}\left(1 - \cos pt\right). \tag{31}$$

СОДЕРЖАНИЕ

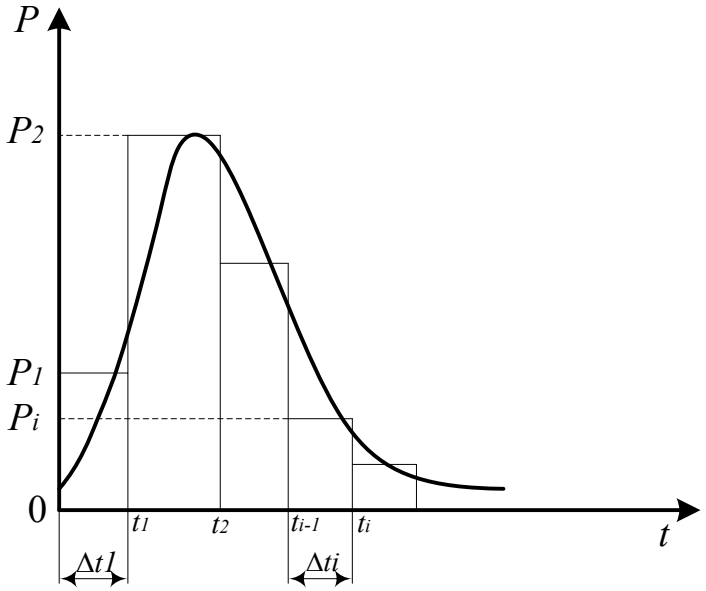


Рисунок 3 – Функция возмущающей силы для одного выстрела

Первые два слагаемые в выражении (31) представляют собственные колебания и описывают неустановившееся поведение оружия, а третье зависит от возмущающей силы и представляет собой вынужденные колебания.

Подставим (31) в (10) и получим уравнения движения ствола авиационного артиллерийского оружия при стрельбе очередью:

$$y = \sum_i \varphi_i \cos pt + \frac{\dot{\varphi}_0}{p} \sin pt + \frac{P_y l^3 \left(\xi(\bar{x})\right)^2}{\eta k^4} (1 - \cos pt). \quad (32)$$

Аналогичное уравнение получим для горизонтальной плоскости:

$$z = \sum_i \varphi_i \cos pt + \frac{\dot{\varphi}_0}{p} \sin pt + \frac{P_z l^3 \left(\xi(\bar{x})\right)^2}{\eta k^4} (1 - \cos pt). \quad (33)$$

Динамический характер возмущающей силы P учитывают через коэффициент β, который вводят в уравнения (32) и (33):

$$y = \sum_i \varphi_i \cos pt + \frac{\dot{\varphi}_0}{p} \sin pt + \frac{P_y l^3 \left(\xi(\bar{x})\right)^2}{\eta k^4} (1 - \cos pt)\beta. \quad (34)$$

$$z = \sum_i \varphi_i \cos pt + \frac{\dot{\varphi}_0}{p} \sin pt + \frac{P_z l^3 \left(\xi(\bar{x})\right)^2}{\eta k^4} (1 - \cos pt)\beta. \quad (35)$$

Для определения абсолютной величины динамического коэффициента β используется выражение:

$$\beta = \left| \frac{1}{1 - \omega^2 / p^2} \right|. \quad (36)$$

СОДЕРЖАНИЕ

Из (36) видно, что коэффициент β зависит от отношения частот ω / p, получаемого делением навязываемой системе «оружие – установка» частоты возмущающей силы (темп стрельбы пушки) на собственную частоту свободных колебаний системы. На рисунке 3 представлена зависимость динамического коэффициента β от частотного отношения ω / p.

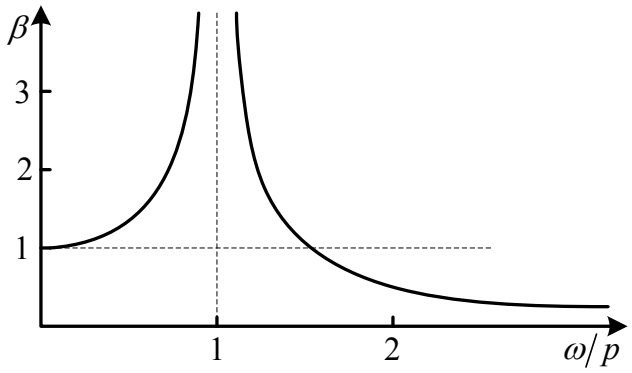


Рисунок 4 – Зависимость динамического коэффициента от частотного отношения

В случае, когда частота возмущающей силы мала по сравнению с собственной частотой, динамический коэффициент примерно равен единице, значение отношения ω / p незначительно, и, следовательно, перемещения ствола авиационного артиллерийского оружия минимальны. С повышением темпа стрельбы отношение частот ω / p приближается к единице, динамический коэффициент β резко возрастает, а амплитуда вынужденных колебаний увеличивается. В этом случае соотношение темпа стрельбы и собственной частоты колебаний ствола авиационного артиллерийского оружия приближается к условию резонанса.

Используя формулы (34), (35), можно определить изменяющееся во времени перемещение ствола авиационного артиллерийского оружия при отсутствии демпфирования в конце i-го и в начале $i+1$ шага. Выражение (34) является уравнением, с помощью которого можно исследовать вынужденные изгибные колебания ствола авиационного артиллерийского оружия при стрельбе очередью в вертикальной плоскости. Оно устанавливает связь между темпом стрельбы (частотой вынужденных колебаний) и динамическим перемещением дульного среза канала ствола. В горизонтальной плоскости уравнение будет иметь аналогичный вид.

На рисунке 5 представлены результаты математического моделирования перемещения дульного среза канала ствола в зависимости от темпа стрельбы на примере авиационной пушки ГШ-301 калибра 30 мм.

Анализ кривых на рисунке 5 показывает, что максимальное значение перемещений ствола в вертикальной плоскости, при темпе стрельбы $N = 1800$ в/мин достигает 0,06 м. Это объясняется тем, что соотношение собственной частоты и темпа стрельбы близко к резонансу. С уменьшением темпа стрельбы, а, следовательно, с уменьшением частоты возмущающей силы, амплитуда колебаний ствола будет уменьшаться, что видно из рисунка 5, на котором при $N = 600$ в/мин амплитуда перемещения ствола равна 0,01 м.

Полученные таким образом результаты позволяют сделать вывод, что перемещение ствола авиационного артиллерийского оружия носит характер вынужденных колебаний, вызванных повторяющимися на протяжении очереди импульсами. Переходный процесс при этом не учитывается ввиду быстрого затухания. Изложенное выше также свидетельствует о наличии связи между скорострельностью пушки (частотой вынужденных колебаний) и амплитудой отклонения дульного среза канала ствола. Представляет интерес также и время, когда возникает максимальное значение динамического перемещения ствола авиационного артиллерийского оружия.

СОДЕРЖАНИЕ

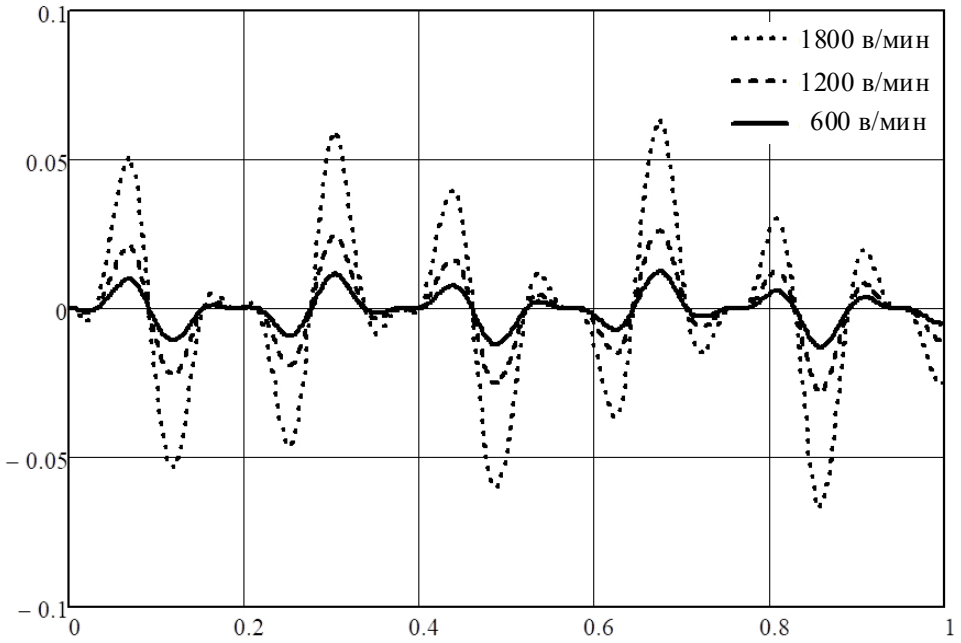


Рисунок 5 – Колебания ствола пушки в вертикальной плоскости

Решение задачи изгибных колебаний под воздействием возмущающей силы позволяет исследовать движение ствола авиационного артиллерийского оружия в автоматическом режиме огня. Зная время вылета каждого авиационного пушечного снаряда, представляется возможным определить координаты положения дульного среза канала ствола в этот момент, используя математическую модель. Результаты расчета положения дульного среза канала ствола в зависимости от темпа стрельбы для очереди из десяти выстрелов, показаны на рисунке 6.

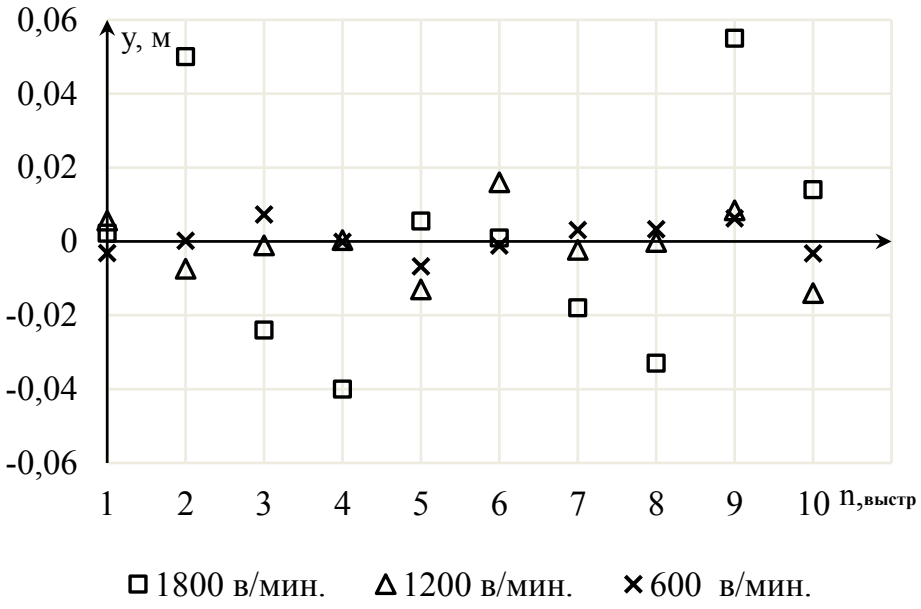


Рисунок 6 – Положение дульного среза канала ствола пушки в момент вылета снаряда

Согласно рисунку 6, наибольшее отклонение ствола в момент вылета снаряда происходит при темпе стрельбы N = 1800 в/мин, а с уменьшением скорострельности уменьшаются значения

СОДЕРЖАНИЕ

вертикальных координат дульного среза канала ствола в момент вылета авиационных пушечных снарядов. Это указывает на то, что характер распределения координат ствола зависит от темпа стрельбы. Следовательно, вылет снарядов происходит в различные фазы колебаний ствола авиационного артиллерийского оружия, что вызывает разнообразие углов вылета. Располагая информацией об углах вылета авиационных пушечных снарядов, представляется возможным определить начальные возмущения, получаемые снарядом во время стрельбы очередью и спрогнозировать его траекторию полета.

Выводы. В ходе проведенного исследования представлена нормальная функция, определяющая собственную форму колебаний системы «оружие – установка», а также соответствующая этой форме частота собственных колебаний ствола. Показана графически кривая основной формы изгибных колебаний ствола авиационного артиллерийского оружия. При помощи принципа возможных работ, совершаемых упругими силами и силами инерции, а также представления решения для основной формы колебаний ствола авиационного артиллерийского оружия, получены выражения (34), (35) для полного динамического перемещения дульного среза канала ствола.

Это перемещение обусловлено силой P, приложенной к свободному концу ствола авиационного артиллерийского оружия при установившихся вынужденных колебаниях, отвечающих нормальной функции. Силы демпфирования при этом не имеют практического значения. Выявлено, что в случае, когда частота возмущающей силы близка к частоте собственных колебаний установки, возникает максимальная амплитуда вынужденных колебаний ствола авиационного артиллерийского оружия.

С уменьшением темпа стрельбы амплитуда колебаний уменьшается. Выражение (34) представляет собой уравнение движения ствола авиационного артиллерийского оружия при стрельбе очередью в вертикальной плоскости и устанавливает связь между темпом стрельбы и динамическим перемещением дульного среза канала ствола. Это дает возможность определить координаты ствола в любой момент времени, что, в свою очередь, позволяет найти начальные возмущения, получаемые авиационным пушечным снарядом в момент вылета из канала ствола.

Удельный вес изгибных колебаний ствола авиационного артиллерийского оружия в характере распределения координат дульного среза канала ствола возрастает при увеличении темпа стрельбы и снижается при его уменьшении.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Чумаков В.А., Кучинский В.В., Данеко А.И. Авиационное артиллерийское оружие. М.: Машиностроение, 1999. 352 с.
2. Лобачев Н.А. Авиационное артиллерийское вооружение. М.: ВВИА, 2005. 357 с.
3. Бабаков И.М. Теория колебаний. М.: Наука, 1968. 560 с.
4. Тимошенко С.П. Колебания в инженерном деле. М.: Наука, 1985. 444 с.
5. Бидерман В.Л. Теория механических колебаний. М.: Наука, 1980. 408 с.

REFERENCES

1. Chumakov V.A., Kuchinskij V.V., Daneko A.I. Aviacionnoe artillerijskoe oruzhie. M.: Mashinostroenie, 1999. 352 p.
2. Lobachev N.A. Aviacionnoe artillerijskoe vooruzhenie. M.: VVIA, 2005. 357 p.
3. Babakov I.M. Teoriya kolebanij. M.: Nauka, 1968. 560 p.
4. Timoshenko S.P. Kolebaniya v inzhenernom dele. M.: Nauka, 1985. 444 p.
5. Biderman V.L. Teoriya mehanicheskih kolebanij. M.: Nauka, 1980. 408 p.

© Пастухов И.С., Вытришко Ф.М., 2021

СОДЕРЖАНИЕ

Пастухов Илья Сергеевич, преподаватель кафедры боевого применения авиационного вооружения, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Челябинск), Россия, 454015, г. Челябинск, ул. Городок 11, 40, pastuhov174@mail.ru.

Вытришко Федор Михайлович, кандидат технических наук, доцент, начальник кафедры авиационного вооружения и эффективности боевого применения, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), Россия, 394064, г. Воронеж, ул. Старых Большевиков, 54А, postfm@yandex.ru.