

DOI 10.21672/2074-1707.2021.53.1.054-061

УДК 623.746.05

## МОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ РУЛЕВЫХ ПРИВОДОВ ЗЕНИТНОЙ УПРАВЛЯЕМОЙ РАКЕТЫ

*Статья поступила в редакцию 25.12.2020, в окончательном варианте – 15.04.2021.*

**Баитанник Николай Андреевич**, филиал Астраханского государственного университета в г. Знаменске, 416540, Российская Федерация, Астраханская обл., г. Знаменск, ул. Островского, 16, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры математики и информатики, ORCID <https://orcid.org/0000-0002-3881-2309>; e-mail: bna-kandidat@rambler.ru

**Погребняк Иван Сергеевич**, филиал Астраханского государственного университета в г. Знаменске, 416540, Российская Федерация, Астраханская обл., г. Знаменск, ул. Островского, 16, начальник отдела, e-mail: bna-kandidat@rambler.ru

**Сироткин Алексей Николаевич**, филиал Астраханского государственного университета в г. Знаменске, 416540, Российская Федерация, Астраханская обл., г. Знаменск, ул. Островского, 16, начальник лаборатории, e-mail: bna-kandidat@rambler.ru

**Светличкина Татьяна Николаевна**, филиал Астраханского государственного университета в г. Знаменске, 416540, Российская Федерация, Астраханская обл., г. Знаменск, ул. Островского, 16, бакалавр, e-mail: bna-kandidat@rambler.ru

Для принятия решения о серийном производстве зенитных управляемых ракет необходимо выполнить весь комплекс работ начиная от разработки технического задания на проектирование, изготовление и испытания готового изделия. На завершающем этапе испытаний на полигоне зенитная управляемая ракета проходит динамические испытания в соответствии с программой государственных испытаний. Для испытаний на полигоне кроме натурных испытаний ракет с использованием мишеней для их поражения, используются различные стенды и имитаторы, а также математическое моделирование в тех случаях, когда натурные испытания по некоторым причинам, например, чтобы не понести убытка, становятся невозможными, так как представляемый на испытания опытный образец изделия может быть в единственном экземпляре или его применение может принести огромные разрушения окружающей среде. В статье представлена разработка важной составляющей основного этапа исследования – взаимного влияния элементов рулевого тракта и панелей рулей при проведении динамических испытаний зенитных управляемых ракет. Представлены результаты работ по математическому и имитационному моделированию. Описаны возможности комплексной математической модели. Испытаниям подвергается инерциальная система управления зенитной управляемой ракетой, которая включает в себя цепи формирования рулевых трактов. Окончательно испытания рулевого тракта проводятся на собранной зенитной управляемой ракете с использованием автоматической контрольно-испытательной станции.

**Ключевые слова:** воздушно-космическая оборона, зенитная управляемая ракета, математическое моделирование, имитационная модель, аэродинамическая характеристика, рулевой привод, панель рулей, информационно-измерительная система

## MODELLING OF AERODYNAMIC PARAMETERS OF STEERING DRIVES OF THE ANTI-AIRCRAFT GUIDED MISSILE

*The article was received by the editorial board on 16.03.2021, in the final version – 20.04.2021.*

**Bashannik Nikolay A.**, branch of the Astrakhan State University in Znamensk, 16 Ostrovskiy St., Znamensk, the Astrakhan region, 416540, Russian Federation, Cand. Sci. (Engineering), Associate Professor, Associate Professor of Department of Mathematics and Information Science, e-mail: bna-kandidat@rambler.ru

**Pogrebnyak Ivan S.**, branch of the Astrakhan State University in Znamensk, 16 Ostrovskiy St., Znamensk, the Astrakhan region, 416540, Russian Federation, head of department, e-mail: bna-kandidat@rambler.ru

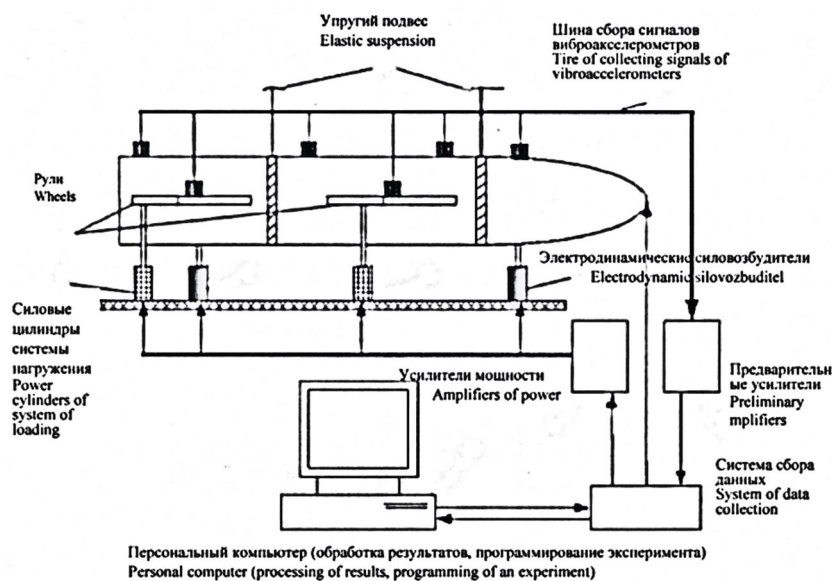
**Sirotkin Alexey N.**, branch of the Astrakhan State University in Znamensk, 16 Ostrovskiy St., Znamensk, the Astrakhan region, 416540, Russian Federation, chief of laboratory, e-mail: bna-kandidat@rambler.ru

**Svetlichkina Tatyana N.**, branch of the Astrakhan State University in Znamensk, 16 Ostrovskiy St., Znamensk, the Astrakhan region, 416540, Russian Federation, bachelor, e-mail: bna-kandidat@rambler.ru

To make a decision on the serial production of anti-aircraft guided missiles, it is necessary to perform a whole range of work ranging from the development of a technical task for the design, manufacture and testing of the finished product. In the final stage of testing at the test site, the anti-aircraft missile is undergoing dynamic tests in accordance with the state test program. For testing at the test site, in addition to on-site tests of missiles using targets to defeat them, various stands and simulators are used, as well as mathematical simulations in cases where in-kind tests for some reasons, for example, in order not to incur losses, become impossible, as the prototype of the product submitted for testing can be in a single instance or its application can bring huge destruction to the environment. The article presents the development of an important component of the main stage of the study - the mutual influence of elements of the steering tract and panels of the rudders during dynamic tests of anti-aircraft guided missiles. The results of the work on mathematical and simulation modeling are presented.

**Keywords:** aerospace defense, mathematical modeling, simulation model, anti-aircraft guided missile, aerodynamic characteristic, steering drive, panel of wheels

Graphical annotation (Графическая аннотация)



**Введение.** Для ведения борьбы со средствами воздушно-космического нападения вероятного противника Воздушно-космические силы России имеют в своем составе зенитные ракетные войска, в состав которых входят зенитные ракетные системы и комплексы, оснащенные зенитными управляемыми ракетами (ЗУР).

Для принятия решения о серийном производстве ЗУР, они подвергаются государственным испытаниям на полигоне Заказчика в соответствии с Программой государственных испытаний.

Важным этапом натурных испытаний ЗУР являются динамические испытания зенитных управляемых ракет в целом, а также их отдельных элементов.

**Постановка задачи.** Провести динамические испытания ЗУР с целью определения частотных характеристик рулевых приводов и элементов тракта системы управления;

исследовать динамические характеристики ЗУР необходимых для уточнения математических моделей расчета;

определить коэффициенты систем уравнения движения ЗУР при математическом моделировании;

исследовать характер динамической реакции конструкции ЗУР на определенные виды воздействий;

испытания рулевого тракта провести на собранной ЗУР с использованием автоматической контрольно-испытательной станции.

**Разработка математической модели.** Одной из важнейших составляющих этапа натурных испытаний зенитных управляемых ракет являются их динамические испытания изделий в целом и их отдельных компонентов [1].

Зенитные управляемые ракеты разрабатываются для уничтожения высокоточных маневренных средств воздушно-космического нападения вероятного противника. Они обладают малым временем реакции на угрозы, что приводит к требованию больших скоростей полета и уровней допустимых перегрузок [2].

На рисунке 1 отображены силы, действующие на ракету движущейся со скоростью  $V_p$ .  
 Здесь тяга двигателя  $P$ , она направлена по продольной оси ракеты;  
 $G$  – сила веса, которая приложена к центру тяжести ракеты и направлена к центру Земли;  
 $R$  – аэродинамическая сила. Она приложена к центру тяжести ракеты, постоянно меняет свое направление и величину и характеризуется полным аэродинамическим моментом;

$M_R$  – полный аэродинамический момент. Он складывается из трех моментов – стабилизирующего, демпфирующего и управляющего. Под воздействием аэродинамических сил в полете ракеты возникают автоколебания элементов конструкции, которые могут привести к полному ее разрушению.

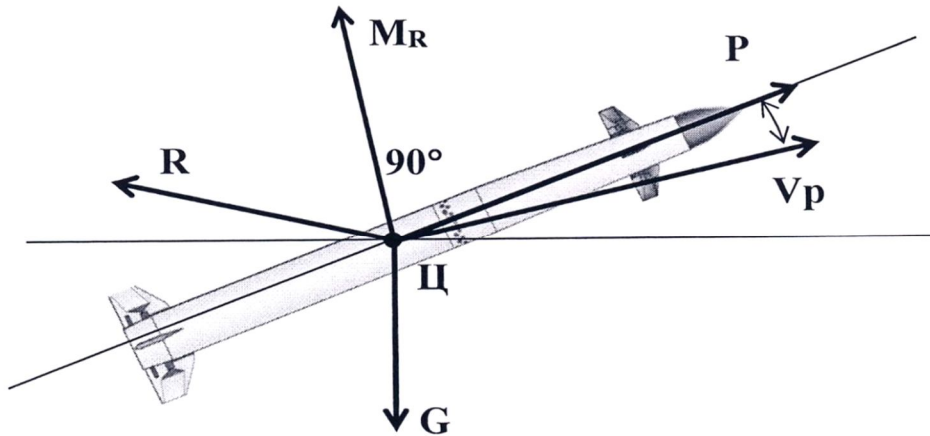


Рисунок 1 – Силы, действующие на ракету в полете

Основными неблагоприятными факторами являются колебания панелей рулей [3]. На рисунке 2 изображены силы, действующие на поверхности руля.

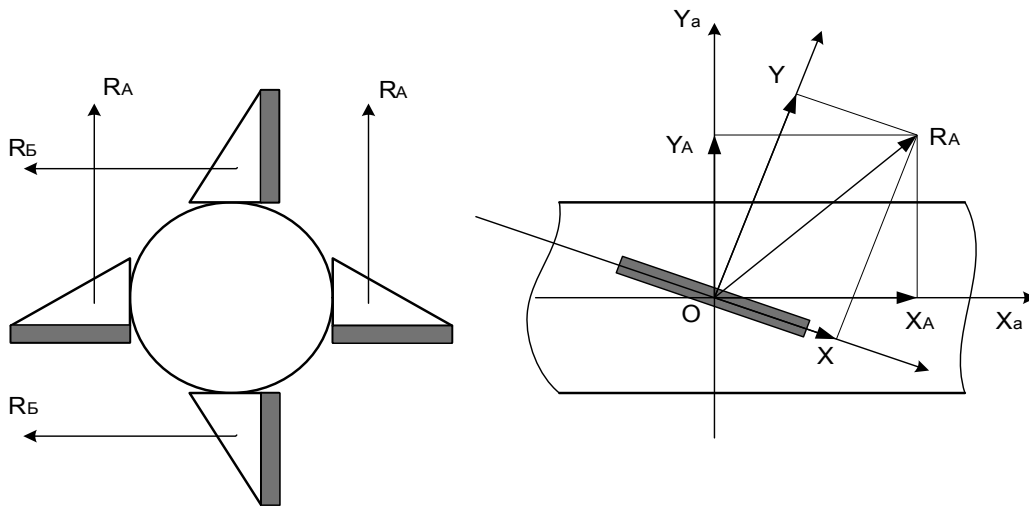


Рисунок 2 – Распределение сил, действующих на поверхность руля

Равнодействующую сил, действующих на рули ракеты в полете, называют полной аэродинамической силой  $R_A$ . В расчетах обычно используют не значения полной аэродинамической силы  $R_A$ , а ее составляющими – проекциями на оси скоростной или связанной системы координат при отсутствии угла скольжения.

$$R_A = C_R^A S \frac{\rho V^2}{2}, \quad (1)$$

$$X_A = C_X^A S \frac{\rho V^2}{2}, \quad (2)$$

$$Y_A = C_y^A S \frac{\rho V^2}{2}, \quad (3)$$

где  $\frac{\rho V^2}{2}$  – скоростной напор набегающего потока,  $S$  – площадь руля в плане.

Коэффициентами систем уравнения движения ЗУР при математическом моделировании являются  $C_R^A, C_X^A, C_Y^A$  [4]. Они для удобства расчетов не имеют размерности, зависят от формы руля, его положения в воздушном потоке и от физических свойств воздуха. Путем продувки моделей рулей в аэродинамической трубе определяются соответствующие коэффициенты аэродинамических сил.

В результате воздействия перечисленных выше сил аэродинамические рули имеют большую величину центробежного момента.

Зенитные управляемые ракеты конструктивно обычно представляются четырьмя рулями, стабилизаторами или другими органами управления в соответствии с принятой аэродинамической схемой [5]. Оси рулей вставляются в стаканы рулевого шпангоута, подшипники двух поясов крепления оси при этом разносятся по длине оси для уменьшения величин реакций в подшипниках и соответственного снижения момента трения рулевых трактов. Поэтому рулевой шпангоут имеет достаточно большую высоту и амплитуду изгиба в своей плоскости.

При полете ЗУР присутствуют формы взаимного влияния панелей руля и рулевого тракта, которые передаются на систему управления и корпус летательного аппарата. На рисунке 3 показаны формы колебаний четырех стабилизаторов на упругом шпангоуте. Значения эквивалентной податливости ( $1/K$ ) соответственно равны [6]:

$$\frac{1}{K} = \left\{ \frac{0,392R}{EJ}; \frac{0,148R}{EJ}; -\frac{0,148R}{EJ}; -\frac{0,132R}{EJ} \right\}, \quad (4)$$

где  $R$  – радиус оси шпангоута;  $EJ$  – изгибная жесткость сечения шпангоута;  $K$  – эквивалентная жесткость.

Частоты колебаний при этом равны корню квадратному из отношения эквивалентной жесткости к моменту инерции одного стабилизатора относительно оси шпангоута

$$f = \sqrt{\frac{K}{M_{ст}}}, \quad (5)$$

где  $M_{ст}$  – момент инерции стабилизатора относительно оси шпангоута.

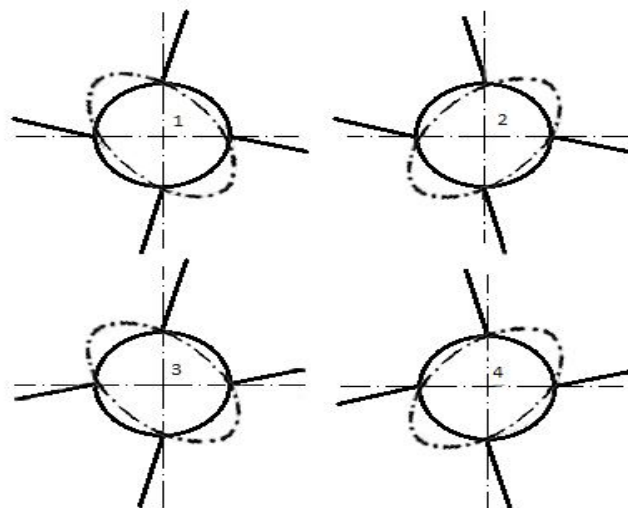


Рисунок 3 – Формы колебаний стабилизаторов на упругом шпангоуте

При исследовании рулевого тракта испытаниям подвергается механизм управления рулем. Аэродинамический руль связан с рулевым приводом механизмом управления, который практически не может быть выполнен без люфтов. Сам привод также имеет как люфты, так и электрические зоны нечувствительности, которые математически интерпретируются как люфты. При малых амплитудах отклонения руля люфты значительно снижают частоту собственных колебаний. Она в этом случае определяется соотношением амплитуды колебаний и величины люфта [7].

На рисунке 4 представлен идеализированный график зависимости усилия от перемещения рулей при наличии люфта.

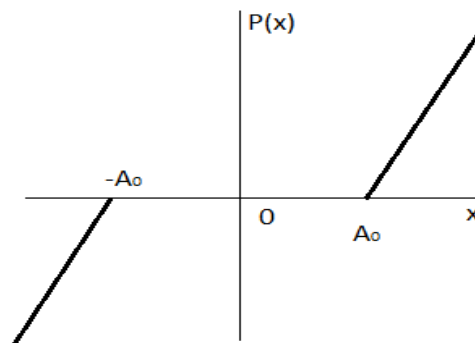


Рисунок 4 – График формы идеализированного люфта

На участке  $x \geq A_0$  решение неоднородного уравнения колебания системы с одной степенью свободы без учета демпфирования имеет вид:

$$x = C_1 \sin \omega t + C_2 \cos \omega t + A_0 \quad (6)$$

при начальных условиях  $x(0)=A$  и  $x'(0)=0$ . После определения постоянного времени движения от  $A$  до  $A_0$  определится выражением  $t_1 = \pi/2\omega$ , а на участке свободного движения от  $A_0$  до 0 оно равно  $t_2 = A_0/[(A - A_0)\omega]$ . Сложив эти два значения и умножив на четыре, так как конструкция ЗУР обычно представлена четырьмя рулями, получим величину периода  $T$ . Соответственно, выражение для частоты колебаний  $\omega_0$  указанного нелинейного звена управления имеет вид [8]:

$$\omega_0 = \frac{2\pi}{T} = \omega \left( 1 + \frac{2}{\pi \left( \frac{A}{A_0} - 1 \right)} \right)^{-1} \quad (7)$$

Для автономного рулевого привода при испытаниях определяется его динамическая жесткость. При этом инерционной массой штока пренебрегают. Динамической жесткостью, являющейся функцией частоты, называется отношение модуля суммы векторных сил к амплитуде внешнего гармонического перемещения и соотношение фаз указанных величин.

$$C(\omega) = \frac{P(\omega)}{y_p(\omega)}, \quad (8)$$

где  $C(\omega)$  – динамическая жесткость рулевого привода;  $P(\omega)$  – сумма векторных сил, действующих на рулевой привод;  $y_p(\omega)$  – внешнее гармоническое перемещение привода.

Для всех типов приводов динамическая жесткость является нелинейной функцией частоты [9].

**Метод проведения испытаний и использования их результатов при математическом моделировании.** Испытаниям подвергается инерциальная система управления (ИСУ), которая включает в себя цепи формирования сигналов управления для рулевых трактов. На вход рулевого тракта последовательно подается набор сигналов, соответствующий некоторому значению угла отклонения руля. Привод закрепляется на корпусе вибростенда, который через датчик силы задает гармонические колебания штока в диапазоне исследуемых частот. При нулевой инерционной силе внешнее воздействие уравнивает векторную сумму упругой и демпфирующей составляющих рулевого привода. В этом случае величина сдвига фазы связана с декрементом колебаний привода выражением:

$$\varepsilon = 2\pi t g \varphi / \sqrt{4 - t g^2 \varphi}, \quad (9)$$

где  $\varphi$  – величина сдвига фазы;  $\varepsilon$  – декремент колебаний привода.

По результатам статических и динамических испытаний для исследуемой нелинейной модели при принятых значениях амплитуды и частоты колебаний находят эквивалентные значения всего двух параметров – коэффициентов жесткости и демпфирования рулевого тракта.

На практике при проведении испытаний ЗУР для определения эквивалентных значений параметров жесткости и демпфирования используется следующий метод [10]:

– угловому перемещению руля на механизме управления рулем с частотой (7) присваивается индекс «1» ( $\varphi_1$ );

– перемещению штока рулевого привода, приведенному к углу поворота, индекс «2» ( $\varphi_2$ ).

Данные значения подставляют в систему двух уравнений, соответствующих неоднородному уравнению колебания системы, которое записывается в виде [11]:

$$\begin{cases} J\varphi_1 + k_{рл}(\varphi_1 - \varphi_2) + h_{рл}(\dot{\varphi}_1 - \dot{\varphi}_2) = M; \\ -k_{рл}(\varphi_1 - \varphi_2) - h_{рл}(\dot{\varphi}_1 - \dot{\varphi}_2) + k_{рп}\varphi_2 + h_{рп}\dot{\varphi}_2 = 0, \end{cases} \quad (10)$$

где  $J$  – импульс ударного ускорения;  $k_{рл}$  – коэффициент демпфирования руля;  $h_{рл}$  – коэффициент жесткости руля;  $k_{рп}$  – коэффициент демпфирования штока привода;  $h_{рп}$  – коэффициент жесткости штока рулевого привода;  $M$  – внешний момент.

Отметим, что система нелинейных уравнений соответствует некоторому значению амплитуды и частоты колебаний. Для установившихся гармонических колебаний, найдя из второго уравнения зависимость  $\varphi_2$  от  $\varphi_1$ , подставив ее в первое уравнение и опуская индекс «1», получим

$$J\ddot{\varphi} + k(\omega)\varphi + h(\omega)\dot{\varphi} = M_0, \quad (11)$$

где  $M_0$  – амплитуда внешнего гармонического момента;  $\omega$  – частота колебаний, в котором эквивалентные значения двух искомых параметров равны [11]:

$$\begin{cases} k(\omega) = \frac{k_{рл}k_{рп}(k_{рл} + k_{рп}) + (k_{рл}h_{рл}^2 + k_{рп}h_{рп}^2)\omega^2}{(k_{рл} + k_{рп})^2 + (h_{рл} + h_{рп})^2\omega^2}; \\ h(\omega) = \frac{k_{рл}^2h_{рп} + k_{рп}^2h_{рл} + h_{рл}h_{рп}(h_{рл}^2 + h_{рп}^2)\omega^2}{(k_{рл} + k_{рп})^2 + (h_{рл} + h_{рп})^2\omega^2}. \end{cases} \quad (12)$$

Эквивалентное значение декремента при этом определится выражением:

$$\varepsilon = 2\pi h(\omega) \sqrt{\frac{1}{4Jk(\omega) - h^2(\omega)}}. \quad (13)$$

Окончательно испытания рулевого тракта проводятся на собранной ЗУР с использованием автоматической контрольно-испытательной станции (АКИС). С помощью АКИС, подключенной к ЗУР, имитируется полет ракеты по заданной траектории. При этом в «полетном времени» функционирует комплекс ее бортовой аппаратуры, производится переключение коэффициентов контура стабилизации, определяемое изменением величины скоростного напора на моделируемой траектории. Для имитации процесса наведения ракеты на цель дополнительно подключается специальный стенд. Он, в соответствии с математической моделью наведения (установленной на компьютер в виде программы, работающей в режиме реального времени), перемещает по указанному стенду имитатор цели с доплеровским изменением частоты отраженного сигнала и имитатор излучения целью помех. АКИС должна функционировать в режиме «замороженных» коэффициентов. Информационная система управления (ИСУ) должна подать на вход исследуемого рулевого тракта сигнал, соответствующий заданному постоянному значению угла отклонения руля. В состав АКИС должно входить устройство создания вибраций, включающее следующие объекты: быстродействующий переключатель; прибор фазового вращения частоты вибраций, программируемый усилитель; информационный ограничитель уровня колебаний. При проведении испытаний вначале корпус ракеты вибрационным стендом выводится на заданный уровень перегрузки.

Стенд можно расположить под рулями или в другой точке, при этом должна быть сохранена амплитуда обобщенного усилия. Управляется стенд по амплитуде задающего датчика через усилители мощности с помощью генератора синусоидальных сигналов. Затем быстродействующий переключатель разъединяет цепь подачи сигнала с задающего датчика и замыкает цепь подачи сигнала с датчика, установленного на руле. Этот сигнал пропорционален амплитуде угла отклонения руля. Сигнал с датчика следует подавать через узкополосный следящий фильтр, программируемый усилитель и прибор фазового вращения. Пропорциональность сигнала определяется величиной амплитуды аэродинамического усилия, действующего в исследуемой точке виртуальной траектории ЗУР. Настроив фазу этого сигнала, можно имитировать полет ЗУР. Ограничитель уровня необходим для предотвращения разрушения ракеты при выходе на большие уровни перегрузки.

При математическом моделировании мы зачастую отмечаем наличие неустойчивости к самовозбуждающимся колебаниям. Однако в полете ЗУР это явление не наблюдается. Обычно при создании математической модели корпус ракеты «разрезается» вдоль продольной оси пополам, стыкуется с моделью одного руля и затем проводится математическое моделирование [12]. При создании математической модели расчета устойчивости ракеты к самовозбуждающимся колебаниям мы во многих формулах проводили линеаризацию моделей [13]. Колебания обычно возникают на режимах полета с максимальными величинами скоростного напора. Реализовать эти режимы по выбору траектории, начальной температуре заряда твердого топлива и составу пороха достаточно сложно [14]. Поэтому степень адекватности математической модели лишь приближена к реальным условиям, а результаты не могут быть идеальными [15].

**Заключение.** Итак, в данной работе было сделано следующее:

– приведен порядок динамических испытаний ЗУР с целью определения частотных характеристик рулевых приводов и элементов тракта системы управления;

- приведен порядок исследования динамических характеристик ЗУР, необходимых для уточнения математических моделей расчета;
- определены коэффициенты систем уравнения движения ЗУР при математическом моделировании;
- приведен порядок исследования характера динамической реакции конструкции ЗУР на определенные виды воздействий;
- испытания рулевого тракта были проведены на собранной ЗУР с использованием автоматической контрольно-испытательной станции.

#### Библиографический список

1. Андреев Г. И. Основы теории принятия решений / Г. И. Андреев, П. А. Созинов, В. А. Тихомиров ; под ред. П. А. Созинова. – Москва : Радиотехника, 2017. – 648 с.
2. Баштанник Н. А. Дифференциальные уравнения и математическое моделирование физических процессов на ЭВМ : учебное пособие / Н. А. Баштанник. – Астрахань : Издательский дом «Астраханский университет», 2018. – 132 с.
3. Баштанник Н. А. Теория вероятностей и математическое моделирование случайных процессов на ЭВМ : учебное пособие / Н. А. Баштанник. – Астрахань : Издательский дом «Астраханский университет», 2017. – 132 с.
4. Баштанник Н. А. Математическое моделирование процесса флаттера в полете зенитной управляемой ракеты / Н. А. Баштанник, К. Ю. Абрашев, В. И. Лобейко, И. С. Погребняк // Известия Волгоградского государственного технического университета. Сер. «Актуальные проблемы управления, вычислительной техники и информатики в технических системах». – 2018. – № 13 (223). – С. 7–12.
5. Буньков В. Г. Сравнительный анализ методов расчета аэродинамических сил на колеблющемся крыле в сверхзвуковом потоке / В. Г. Буньков, Э. Н. Набиуллин // Труды ЦАГИ. – 2007. – № 2118.
6. Бычков А. В. Опыт расчётно-экспериментальной оценки аэроупругой устойчивости и флаттера беспилотного летательного аппарата / А. В. Бычков, А. П. Педора, В. И. Смыслов // ТВФ. – 2009. – Т. LXXXII, № 1.
7. Вторая научно-техническая конференция молодых ученых и специалистов 2011 : сборник докладов / под ред. П. А. Созинова. – Москва : Радиотехника, 2012. – 392 с. : ил.
8. Ишмуратов Ф. З. Объединённая математическая модель летательного аппарата с системой управления для исследования аэроупругого взаимодействия / Ф. З. Ишмуратов, В. Н. Поповский // ТВФ. – 2012. – Т. LXXXIII, № 2.
9. Имитационное моделирование боевых действий: теория и практика / под ред. П. А. Созинова, И. Н. Глушкова. – Тверь, 2013. – 528 с.
10. Карклэ П. Г. Электромеханическое моделирование в задачах аэроупругости / П. Г. Карклэ, В. И. Смыслов. – Москва : Полет, 2008. – № 10.
11. Лобейко В. И. Современные подходы к организации испытаний сложных систем / В. И. Лобейко. – Астрахань : Издательский дом «Астраханский университет», 2006. – 367 с.
12. Мельников И. В. Роль испытаний в оптимизации процесса проектирования изделий ракетно-космической техники / И. В. Мельников // Молодой ученый. – 2011. – Т. 1, № 2. – С. 38–41.
13. Парафесь С. Г. Методы и средства обеспечения аэроупругой устойчивости беспилотных летательных аппаратов / С. Г. Парафесь, В. И. Смыслов. – Москва : Издательство МАИ, 2013.
14. Созинов П. А. Актуальные задачи математического моделирования систем воздушно-космической обороны / П. А. Созинов // Вестник Концерна ВКО «Алмаз-Антей». – 2017. – № 3. – С. 17–26.
15. Старусев А. В. Оптимизация технологии подготовки и проведения экспериментов с использованием имитационного моделирования / А. В. Старусев, В. И. Лобейко, С. А. Горемыкин // Известия Волгоградского государственного технического университета. Серия «Актуальные проблемы управления, вычислительной техники и информатики в технических системах». – 2017. – № 8 (203). – С. 40–44.

#### References

1. Andreev G. I., Sozinov P. A. (ed.), Tikhomirov V. A. *Osnovy teorii prinyatiya resheniy* [The basics of decision theory]. Moscow, Radiotekhnika Publ., 2017. 648 p.
2. Bashtannik N. A. *Differentsialnyye uravneniya i matematicheskoye modelirovaniye fizicheskikh protsessov na EVM : uchebnoye posobiye* [Differential equations and mathematical modeling of physical processes on a computer: study guide]. Astrakhan, Astrakhan University Publishing House, 2018. 132 p.
3. Bashtannik N. A. *Teoriya veroyatnostey i matematicheskoye modelirovaniye sluchaynykh protsessov na EVM : uchebnoye posobiye* [Probability theory and mathematical modeling of random processes on a computer: study guide]. Astrakhan, Astrakhan State University, 2017. 132 p.
4. Bashtannik N. A., Abrachev K. Yu., Lobeykov V. Y., Pogrebnyak I. S. *Matematicheskoye modelirovaniye protsessa flattera v polete zenitnoy upravlyayemoy rakety* [Mathematical modeling of process of the flutter in flight of the anti-aircraft guided missile]. *News of the Volgograd State Technical University. Seriya. Aktualnye problemy upravleniya, vychislitelnoi tehnik i informatiki v tehnicheskikh sistemah* [Urgent Problems of Management. Series. Computer Facilities and Information Science in Technical Systems], 2018, no. 13 (223), pp. 7–12.

5. Bunkov V. G., Nabiullin E. N. Sravnitelnyy analiz metodov raschota aerodinamicheskikh sil na koleblyushchemsya kryle v sverkhzvukovom potoke [Comparative analysis of computational methods of aerodynamic forces on the e fluctuating wing in the supersonic flow]. *Trudy ZAGI* [Proceedings of CAHI], 2007, no. 2118.
6. Buchkov A. V., Pedor A. P., Smyslov V. I. Opyt raschotno-eksperimentalnoy otsenki aerouprugoy ustoychivosti i flattera bespilotnogo letatel'nogo apparata [Experience of rated and experimental assessment of the aeroelastic stability and flutter of the unmanned aerial vehicle]. *TVF* [TVF], 2009, vol. LXXXII, no. 1.
7. *Vtoraya nauchno-tekhnicheskaya konferentsiya molodykh uchenykh i spetsialistov 2011 : sbornik dokladov* [The second scientific and technical conference of young scientists and specialists 2011 : proceedings]. Moscow, Radiotekhnika Publ., 2012. 392 p. : il.
8. Ishmuratov F. Z., Popovsky V. N. Obyedinonnaya matematicheskaya model letatel'nogo apparata s sistemoy upravleniya dlya issledovaniya aeroupru-gogo vzaimodeystviya [The integrated mathematical model of the aircraft with the control system for the research of the aeroelastic interaction]. *TVF* [TVF], 2012, vol. LXXXIII, no. 2.
9. Sozinova P. A., Glushkova I. N. (ed.) *Imitatsionnoye modelirovaniye boyevykh deystviy: teoriya i praktika* [Imitation simulation of combat: theory and practice]. Tver, 2013. 528 p.
10. Karkle P. G., Smyslov V. I. *Elektromekhanicheskoye modelirovaniye v zadachakh aerouprugosti* [Electromechanical modeling in problems of aeroelasticity]. Moscow, Polet Publ., 2008, no. 10.
11. Lobeiko V. I. *Sovremennyye podkhody k organizatsii ispytaniy slozhnykh sistem* [Modern approaches to the organization of testing of complex systems]. Astrakhan, Astrakhan State University, 2006. 367 p.
12. Melnikov I. V. Rol ispytaniy v optimizatsii protsessa proyektirovaniya izdeliy raketno-kosmicheskoy tekhniki [Role of testing in optimizing the process of designing products of rocket and space technology]. *Molodoy ucheniy* [Young Scientist], 2011, vol. 1, no. 2, pp. 38–41.
13. Parafes S. G., Smyslov V. I. *Metody i sredstva obespecheniya aerouprugoy ustoychivosti bespilotnykh letatelnykh apparatov* [Methods and means of ensuring of the aeroelastic stability of unmanned aerial vehicles]. Moscow, Publishing house of MAI, 2013.
14. Sozinov P. A. Aktualnyye zadachi matematicheskogo modelirovaniya sistem vozdušno-kosmicheskoy oborony [Urgent problems of mathematical modeling of systems of aerospace defense]. *Vestnik Kontserna VKO «Almaz-Antey»* [Bulletin of Concern VKO «Almaz-Antey»], 2017, no. 3, pp. 17–26.
15. Starusev A. V., Lobeyko V. I., Goremykin. S. A. Optimizatsiya tekhnologiy podgotovki i provedeniya eksperimentov s ispolzovaniyem imitatsionnogo modelirovaniya [Optimization of technology of preparation and carrying out experiments with use of simulation modeling]. *News of the Volgograd State Technical University. Ser. Aktualnye problemy upravleniya, vychislitel'noy tekhniki i informatiki v tekhnicheskikh sistemah* [Ser. Urgent Problems of Management, Computer Facilities and Information Science in Technical Systems], 2017, no. 8 (203), pp. 40–44.