https://doi.org/10.38013/2542-0542-2021-4-47-56
УДК: 623.462.22

Уточнение аэродинамического момента ракеты по результатам летных испытаний

В. Н. Акимов, А. А. Костюков, Е. Н. Кравчук, К. О. Розанцев

Акционерное общество «Долгопрудненское научно-производственное предприятие», Долгопрудный, Российская Федерация

В статье проведено уточнение аэродинамического момента ракеты на основе анализа летных испытаний и результатов расчетов в программе вычислительной газодинамики. Приведены результаты имитационного математического моделирования в сравнении с данными из летных испытаний, показывающие повышение сходимости за счет предложенного уточнения.

Ключевые слова: зенитная управляемая ракета, аэродинамический момент, летные испытания, аэродинамические характеристики

Для цитирования: Акимов В. Н., Костюков А. А., Кравчук Е. Н., Розанцев К. О. Уточнение аэродинамического момента ракеты по результатам летных испытаний // Вестник Концерна ВКО «Алмаз – Антей». 2021. № 4. С. 47–56. https://doi.org/10.38013/2542-0542-2021-4-47-56

For citation: Akimov V. N., Kostyukov A. A., Kravchuk E. N., Rozantsev K. O. Refining the aerodynamic moment of the missile based on flight test results // Vestnik Koncerna VKO “Almaz – Antey”. 2021. No. 4. P. 47–56. https://doi.org/10.38013/2542-0542-2021-4-47-56

Поступила 04.10.2021 *Отрецензирована* 01.11.2021 *Одобрена* 16.11.2021 *Опубликована* 27.12.2021

При проектировании и разработке современных и перспективных маневренных беспилотных летательных аппаратов, таких как зенитные управляемые ракеты (ЗУР), важную роль играет соответствие теоретических аэродинамических характеристик экспериментальным (полученным по результатам летных испытаний), в частности, аэродинамических характеристик, описывающих действие аэродинамического момента.

По теоретическим аэродинамическим характеристикам определяются аэродинамические усилия, действующие на ЗУР, и динамические характеристики ЗУР как объекта управления. Поэтому точность определения аэродинамических характеристик, и в частности аэродинамического момента, напрямую влияет на оптимальность выбора конструктивно-силовой компоновки ЗУР и в итоге на достижение минимальных габаритно-массовых характеристик ЗУР, а также на качество переходных процессов при выполнении ЗУР функциональных задач в соответствии с требованиями технического задания на разработку.

Задача определения теоретических аэродинамических характеристик ЗУР является достаточно сложной и трудоемкой в связи с наличием широких диапазонов различных режимов полета (диапазоны изменения чисел Маха, углов атаки, высот полета, отклонения аэродинамических рулей, углов аэродинамического крена).

Кроме этого, наиболее остро стоит задача точного определения теоретических аэродинамических характеристик в режимах полета, когда ЗУР статически неустойчива. В этом случае ошибки в определении аэродинамических характеристик могут приводить

© Акимов В. Н., Костюков А. А., Кравчук Е. Н., Розанцев К. О., 2021

к потере устойчивости либо к снижению маневренности.

В настоящей работе уточняется определение аэродинамического момента на примере осесимметричной ЗУР. Она представляет собой одноступенчатую ракету нормальной аэродинамической схемы, крылья и аэродинамические рули которой расположены по схеме «ХХ».

Аэродинамический момент описывается уравнениями в трех проекциях на оси связанной системы координат (ССК) *OXYZ*. Данные проекции обозначаются M_x, M_y, M_z [1] (рис. 1).

Проекцию момента M_x называют моментом крена (момент относительно продольной оси *OX*), M_y – моментом рысканья (момент относительно поперечной оси *OY*), M_z – моментом тангажа (момент относительно поперечной оси *OZ*) [1].

Моменты M_x, M_y, M_z зависят от скорости и высоты полета, от пространственного угла атаки, угла аэродинамического крена, углов отклонения аэродинамических рулей. Кроме того, на величину моментов влияет угловая скорость вращения корпуса ЗУР, а также производные пространственного угла атаки, углов отклонения аэродинамических рулей.

Обычно [2–5] при проектировании и разработке маневренных осесимметричных беспилотных летательных аппаратов (в том числе ЗУР), а также в практике разработки ЗУР принимается, что аэродинамический момент действует в плоскостях симметрии ЗУР, то есть плоскости действия моментов M_x, M_y, M_z проходят через продольную ось (рис. 1).

Уравнения проекций аэродинамического момента на оси ССК выглядят следующим образом [2–5]:

$$\begin{aligned} M_x &= [m_{x\alpha}^{\text{ко}} + m_{x\delta}^{\text{ко}} - m_x(\delta_{\text{эл}}) - m_x(\omega_x)] \cdot q \cdot S_{\text{М}} \cdot d_{\text{М}}; \\ M_y &= -F_z \cdot (x_{\text{м}} - x_d) - F_z(\delta_z) \cdot (x_{\text{м}} - x_{\text{р}}) + \\ &\quad + m_y(\omega_y) \cdot q \cdot S_{\text{М}} \cdot L; \\ M_z &= F_y \cdot (x_{\text{м}} - x_d) + F_y(\delta_y) \cdot (x_{\text{м}} - x_{\text{р}}) + \\ &\quad + m_z(\omega_z) \cdot q \cdot S_{\text{М}} \cdot L, \end{aligned} \qquad (1)$$

где $m_{x\alpha}^{\text{ко}}$, $m_{x\delta}^{\text{ко}}$ – коэффициенты момента крена (косого обдува), который возникает независимо от угла отклонения аэродинамических рулей и представляет собой суммарный результат перекрестного влияния продольных каналов управления на канал крена [6]; q – скоростной напор; $S_{\text{М}}$ – площадь миделя; $d_{\text{М}}$ – мидель ЗУР; L – длина ЗУР; $m_x(\delta_{\text{эл}})$ – коэффициент момента крена, вызванный отклонением элеронов; $m_x(\omega_x)$, $m_y(\omega_y)$, $m_z(\omega_z)$ – коэффициенты момента демпфирования, вызванного наличием угловой скорости вращения ЗУР; F_y, F_z – проекции нормальной аэродинамической силы, вызванной наличием угла атаки; $x_{\text{м}}$ – координата центра масс ЗУР от носка ракеты; x_d – координата центра давления силы от носка ракеты; $x_{\text{р}}$ – координата оси вращения рулей от носка ракеты; $F_y(\delta_y)$, $F_z(\delta_z)$ – проекции дополнительной

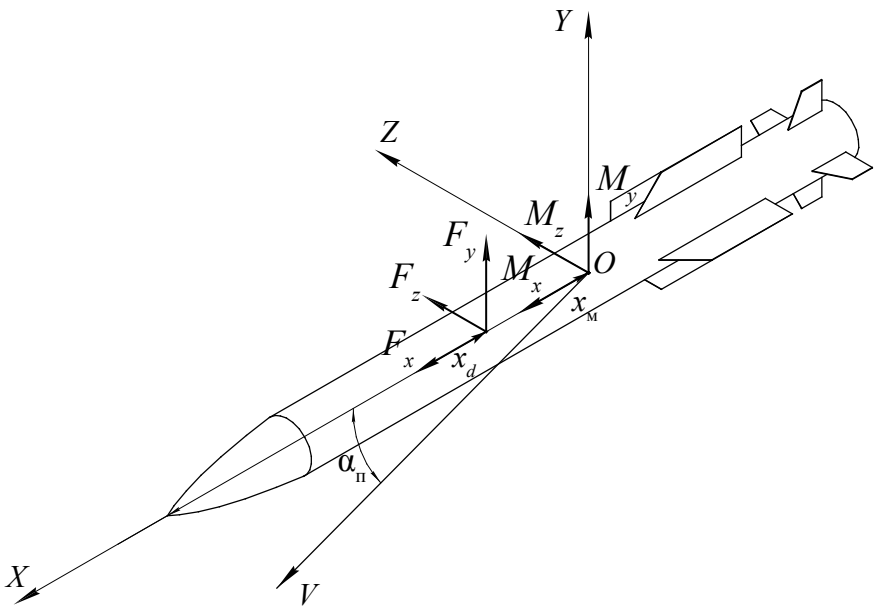


Рис. 1. Связанная система координат *OXYZ*

нормальной силы, вызванной отклонением аэродинамических рулей δ_y, δ_z в продольных каналах управления.

Коэффициент момента крена $m_{x\alpha}^{ко}$ характеризует момент косого обдува, возникающий из-за несимметричного расположения вихрей, сходящих с корпуса ЗУР, относительно расположенных сзади неотклоненных несущих поверхностей ($\delta = 0$). Коэффициент момента крена $m_{x\delta}^{ко}$ характеризует момент косого обдува, возникающий из-за несимметричного обтекания отклоненных аэродинамических рулей ($\delta \neq 0$), находящихся с наветренной и подветренной сторон [5].

Уравнения проекций аэродинамического момента на оси ССК в случае отсутствия вращения ЗУР и при нулевых углах отклонения рулей выглядят следующим образом:

$$\begin{aligned} M_x &= m_{x\alpha}^{ко} \cdot q \cdot S_М \cdot d_М; \\ M_y &= -F_z \cdot (x_м - x_d); \\ M_z &= F_y \cdot (x_м - x_d). \end{aligned} \qquad (2)$$

Уточнение определения проекций аэродинамического момента (1) и (2) предлагается выполнять с учетом действия аэродинамического момента вне плоскостей симметрии ЗУР.

Из теоретической механики [7] известно, что в случае, когда плоскость действия момента не проходит через ось симметрии (рис. 2), уравнения моментов выглядят следующим образом:

$$\begin{aligned} M_x &= -F_z \cdot (y_м - y_d) + F_y \cdot (z_м - z_d); \\ M_y &= -F_x \cdot (z_м - z_d) - F_z \cdot (x_м - x_d); \\ M_z &= F_x \cdot (y_м - y_d) + F_y \cdot (x_м - x_d), \end{aligned} \qquad (3)$$

где y_d, z_d – координаты точки приложения аэродинамической силы от оси OX; $y_м$, $z_м$ – координаты центра масс от оси OX; F_x – продольная составляющая аэродинамической силы.

С учетом уравнений (3) проекции аэродинамического момента (1) примут следующий вид:

$$\begin{aligned} M_x &= -F_z \cdot (y_м - y_d) + F_y \cdot (z_м - z_d) + \\ &+ [m_{x\delta}^{ко} - m_x(\delta_{эл}) - m_x(\omega_x)] \cdot q \cdot S_М \cdot d_М; \\ M_y &= -F_x \cdot (z_м - z_d) - F_z \cdot (x_м - x_d) - \\ &- F_z(\delta_z) \cdot (x_м - x_р) + m_y(\omega_y) \cdot q \cdot S_М \cdot L; \\ M_z &= F_x \cdot (y_м - y_d) + F_y \cdot (x_м - x_d) + \\ &+ F_y(\delta_y) \cdot (x_м - x_р) + m_z(\omega_z) \cdot q \cdot S_М \cdot L. \end{aligned} \qquad (4)$$

Как показывает практика разработки и изготовления сверхзвуковых осесимметричных ЗУР, отклонения центра масс относительно плоскостей симметрии незначительны и координатами $y_м$ и $z_м$ можно пренебречь. Тогда уравнения моментов в случае отсутствия вращения ЗУР и при нулевых углах отклонения рулей выглядят следующим образом:

$$\begin{aligned} M_x &= y_d \cdot F_z - z_d \cdot F_y; \\ M_y &= z_d \cdot F_x - (x_м - x_d) \cdot F_z; \\ M_z &= -y_d \cdot F_x + (x_м - x_d) \cdot F_y. \end{aligned} \qquad (5)$$

Из сравнительного анализа уравнений (2) и (5) следует, что:

– момент косого обдува, возникающий из-за несимметричного расположения вихрей, сходящих с корпуса ЗУР, относительно расположенных сзади несущих поверхностей определяется проекциями нормальной аэродинамической силы и координатами точки приложения этих сил,

– наличие момента M_x у ЗУР в различных режимах полета показывает, что центр давления аэродинамической силы не находится в плоскостях симметрии,

– кроме основных моментов от проекций нормальной силы в плоскостях OY и OZ (в продольных каналах управления), действует момент от продольной силы.

Необходимость уточнить определение аэродинамического момента рассматриваемой ЗУР выявлена по результатам сравнительного анализа переходных процессов, полученных в летных испытаниях и математическим моделированием.

Кроме этого, проведены расчеты обтекания планера ЗУР для различных режимов полета в пакете вычислительной газодинамики. Задача рассмотрена в трехмерной постановке, используемая математическая модель, основана на решении усредненных уравнений Навье – Стокса, замкнутых с помощью SST k–ω модели турбулентности. Результаты анализа расчетов показали, что из-за асимметрии аэродинамических сил на планере ЗУР, и в том числе на несущих поверхностях, аэродинамическая сила всей ЗУР действует по линии, не пересекающейся с продольной осью ЗУР,

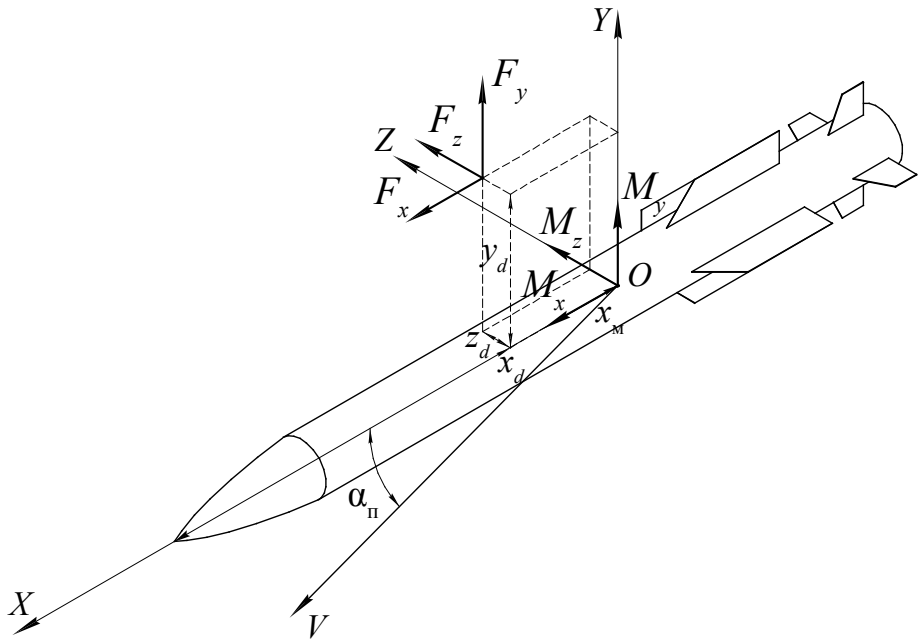


Рис. 2. Плоскость действия момента не проходит через ось симметрии

то есть проекции аэродинамического момента действуют вне плоскостей симметрии ЗУР.

Сравнение переходных процессов проводилось по результатам моделирования на имитационной математической модели системы стабилизации (ИММ СС) [8]. В состав ИММ СС входит математическая модель внешних сил (моментов), созданная на основе уравнений (1). Модель аэродинамических сил и моментов, используемая в данных моделях, сформирована на основе поканального представления аэродинамических сил (моментов) [3].

Следует отметить, что для повышения сходимости результатов моделирования с результатами летных испытаний, а также для выбора оптимальных настроек системы стабилизации расчет относительной координаты центра давления планера ЗУР осуществлялся с поправками, зависящими от времени работы двигателя и скоростного напора. Данные поправки в основном сформированы по результатам летных испытаний.

На рис. 3–5 приведены характеристики ЗУР в двух режимах полета (а – активный участок полета, б – пассивный), в которых зафиксированы расхождения по переходным процессам (рис. 3, 4). Перегрузки и углы отклонения рулей в продольных каналах управления $\bar{n}_y$, $\bar{n}_z$, $\bar{\delta}_y$, $\bar{\delta}_z$ определены относительно их максимальных значений для данной ЗУР и приведены в зависимости от времени полета, отнесенного к времени работы двигателя.

В данных режимах ЗУР отрабатывает ступенчатые несимметричные команды управления (рис. 3, линии 1, 2), в процессе которых становится статически неустойчивой на активном участке и статически устойчивой на пассивном (рис. 5).

Как показывает моделирование, в соответствии с продольной балансировкой разному уровню команд управления (относительных перегрузок в режиме а) $\bar{n}_y > \bar{n}_z$ и в режиме б) $\bar{n}_y < \bar{n}_z$) должны соответствовать разные уровни отклонения рулей в продольных каналах управления (в режиме а – $\bar{\delta}_y < \bar{\delta}_z$ и в режиме б – $\bar{\delta}_y > \bar{\delta}_z$), но данного соответствия в пусках не наблюдается. При этом наблюдаются значительные расхождения в переходных процессах в канале управления с меньшим уровнем команд.

Таким образом, результаты анализа летных испытаний, результатов моделирования на ИММ СС и расчетов в программе вычислительной газодинамики показали необходимость уточнения определения аэродинамического момента.

Для уточнения определения аэродинамического момента (уточнения ИММ СС) в соответствии с уравнениями (4), (6) необходимо

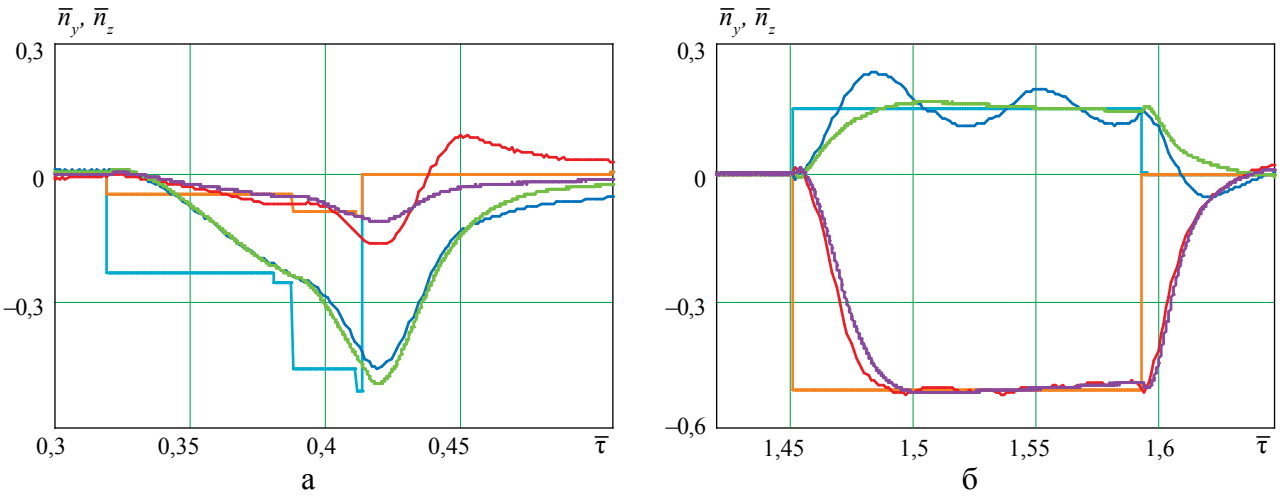


Рис. 3. Относительные поперечные перегрузки в продольных каналах управления *Y* и *Z*
—, — – заданные; —, — – реализованные в пуске; —, — – по результатам моделирования

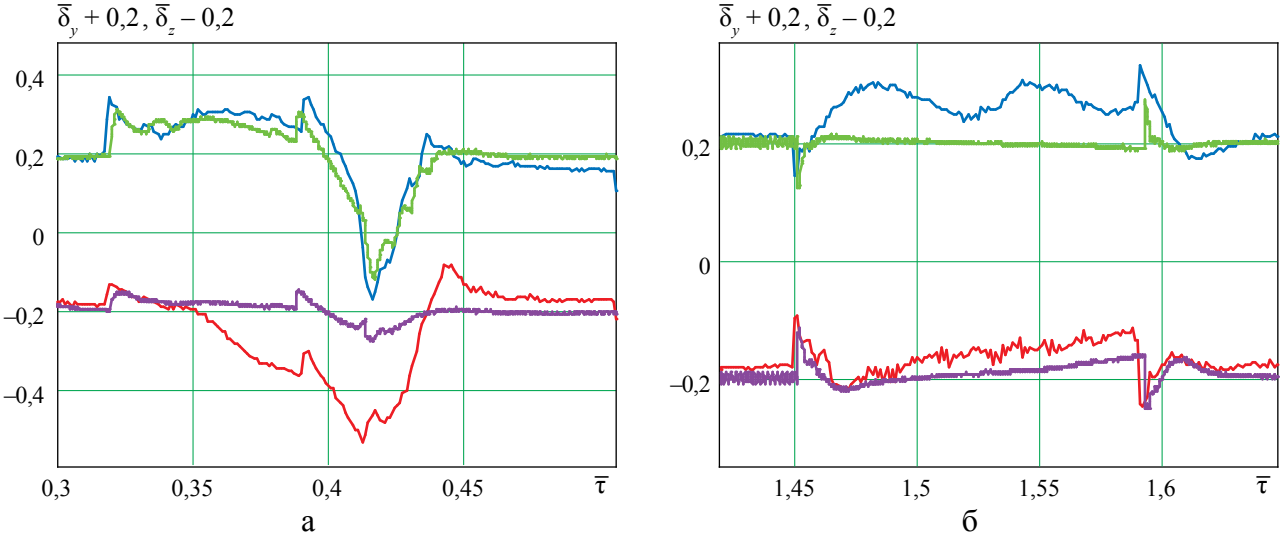


Рис. 4. Относительные значения углов отклонения рулей в каналах управления
—, — – реализованные в пуске; —, — – по результатам моделирования

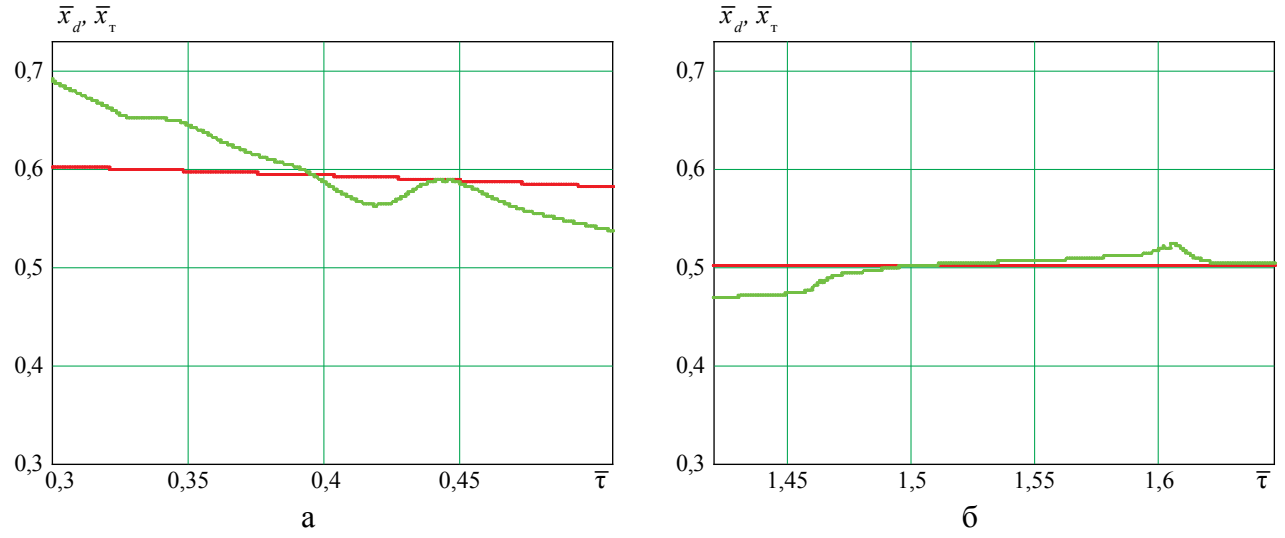


Рис. 5. Относительные координаты по оси *X*
— – центр масс, — – центр давления

определение координат точки приложения аэродинамической силы x_d, y_d, z_d.

Наиболее доступным способом определения координат x_d, y_d, z_d и других аэродинамических характеристик в различных режимах полета является расчет пространственного обтекания планера ЗУР в программе вычислительной газодинамики.

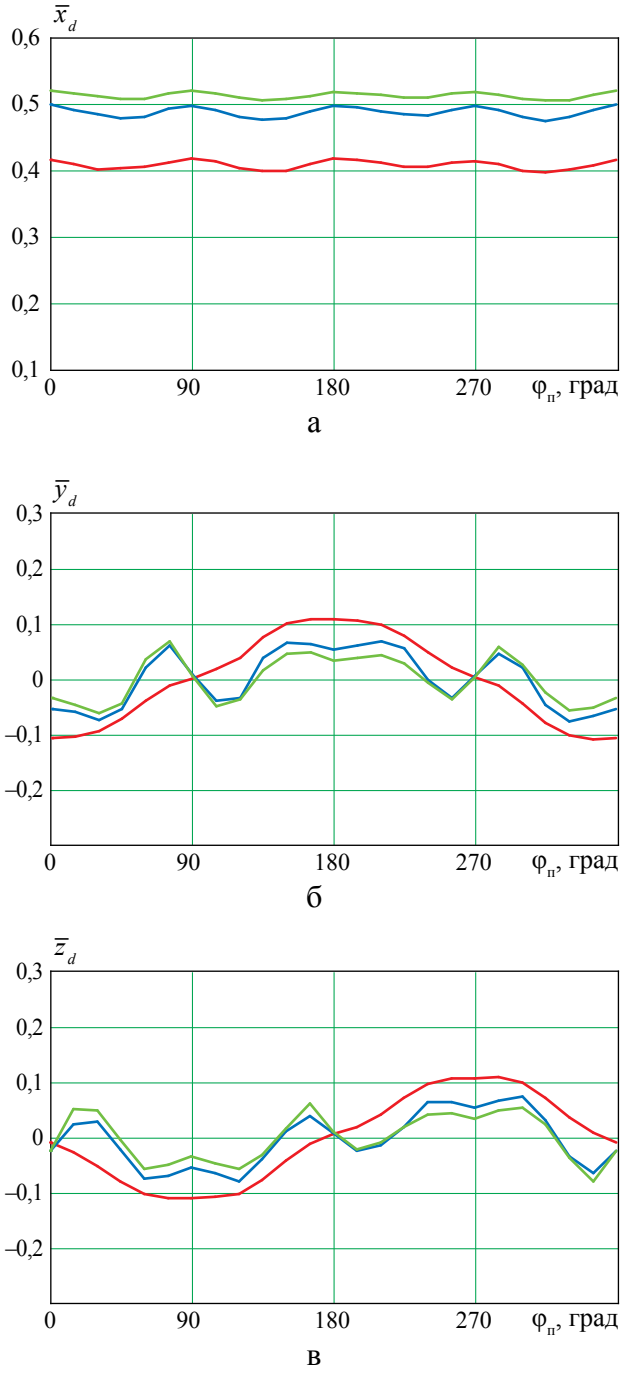


Рис. 6. Относительные значения x_d, y_d, z_d в зависимости от угла аэродинамического крена для разных углов атаки

– $\alpha_п = 4°$, – $\alpha_п = 8°$, – $\alpha_п = 12°$

По результатам расчетов пространственного обтекания планера ЗУР в различных режимах при отсутствии вращения корпуса ЗУР определяются проекции вектора аэродинамических сил (F_x, F_y, F_z) и вектора аэродинамического момента (M_x, M_y, M_z) на оси ССК.

На основании уравнений (3) и использования правила сложения векторов определяются координаты x_d, y_d, z_d:

$$\begin{gathered} M_x = y_d \cdot F_z - z_d \cdot F_y; \\ M_y = -(x_м - x_d) \cdot F_z + z_d \cdot F_x; \\ M_z = -y_d \cdot F_x + (x_м - x_d) \cdot F_y; \\ F = \sqrt{F_x^2 + F_y^2 + F_z^2}; \\ M = \sqrt{M_x^2 + M_y^2 + M_z^2}; \\ d = \sqrt{(x_м - x_d)^2 + y_d^2 + z_d^2}; \\ d = M/F, \end{gathered} \qquad (6)$$

где F – модуль вектора аэродинамических сил; M – модуль вектора аэродинамического момента; d – плечо вектора аэродинамического момента относительно носка ЗУР.

Определенные таким образом координаты представлены на рисунке 6 в виде значений, отнесенных к длине ЗУР, для некоторых режимов.

В общем случае полученные значения x_d, а также d близки значениям x_d, используемым в ИММ СС, которые получены на основе испытаний в аэродинамических трубах и уточнены по результатам летных испытаний.

Наибольший интерес представляют значения y_d, z_d, которые определяют степень влияния продольной составляющей аэродинамической силы F_x на моменты M_y, M_z.

Анализ полученных расчетных значений y_d, z_d показывает, что координаты зависят от числа Маха, пространственного угла атаки, угла аэродинамического крена $\varphi_п$ [1] и углов отклонения аэродинамических рулей.

По результатам многочисленных расчетов в программе вычислительной газодинамики для рассматриваемой ЗУР составлены табличные значения координат центра давления x_d, y_d, z_d, на основе которых проведено уточнение определения аэродинамического момента в ИММ СС в соответствии с выражениями (4), (5) и устранены поправки, зависящие от времени работы двигателя

и скоростного напора. Кроме этого, результаты расчетов обтекания планера позволили сформировать математическую модель аэродинамических сил и моментов на основе полопаточного представления сил (моментов) [3, 9]. Данная модель повышает сходимость результатов моделирования с результатами летных испытаний.

Результаты моделирования на уточненной таким образом ИММ СС для рассмотренных ранее режимов полета (рис. 3–5) приведены на рисунках 7–10.

На рисунке 10 представлены изменения относительных координат $\overline{y}_d, \overline{z}_d$ по относительному времени.

Из анализа рисунков 3–5 и 7–10 следует, что уточнение определения проекций аэродинамического момента в соответствии с выражениями (4), (5) (за счет устранения допущения о симметричности действия аэродинамического момента) существенно повышает сходимость результатов моделирования с результатами летных испытаний в режимах с несимметричным обтеканием планера.

Моделирование на ИММ СС позволило уточнить настройки системы стабилизации, эффективность и правильность которых подтверждены успешными летными испытаниями. Статистическое моделирование показало, что выбранные настройки системы стабилизации обеспечивают повышение точности наведения и вероятности поражения средств воздушного нападения, особенно в условиях противоракетных маневров.

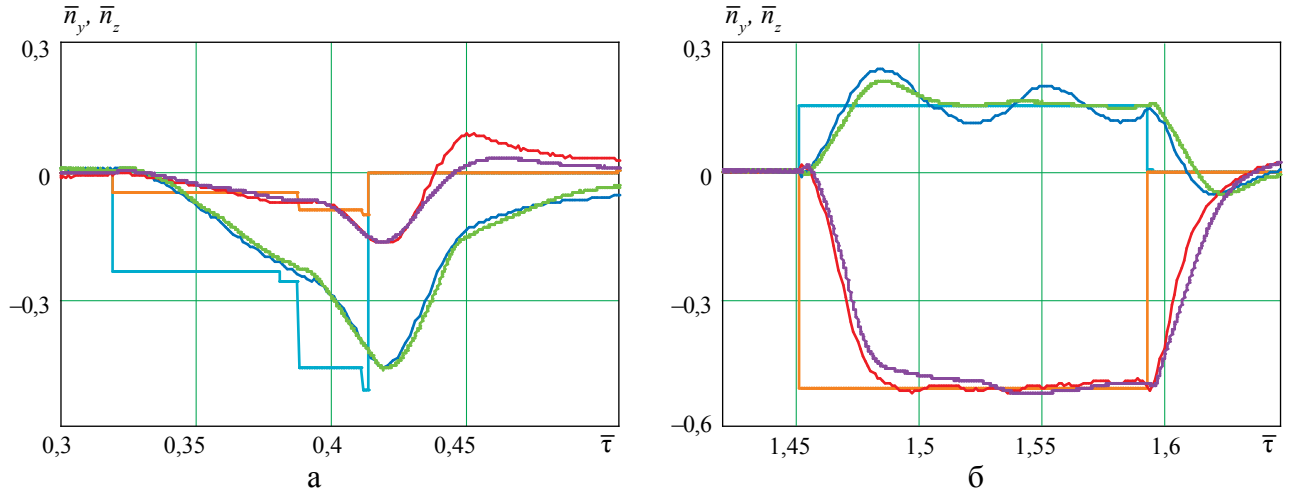


Рис. 7. Относительные поперечные перегрузки в продольных каналах управления Y и Z
—, — – заданные; —, — – реализованные в пуске; —, — – по результатам моделирования

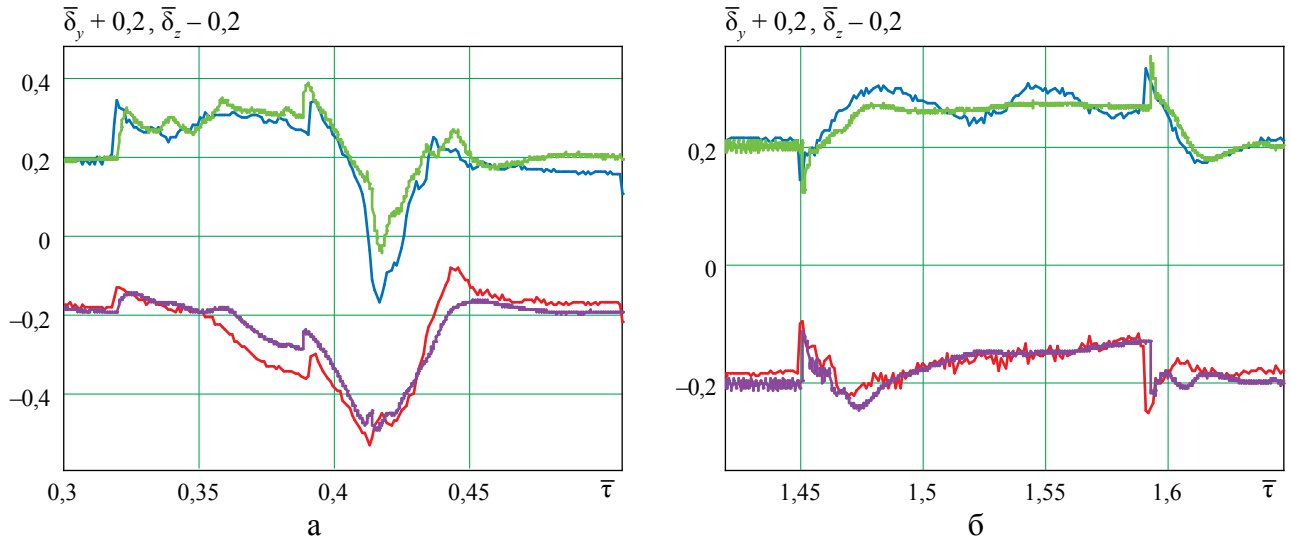


Рис. 8. Относительные значения углов отклонения рулей в каналах управления
—, — – реализованные в пуске; —, — – по результатам моделирования

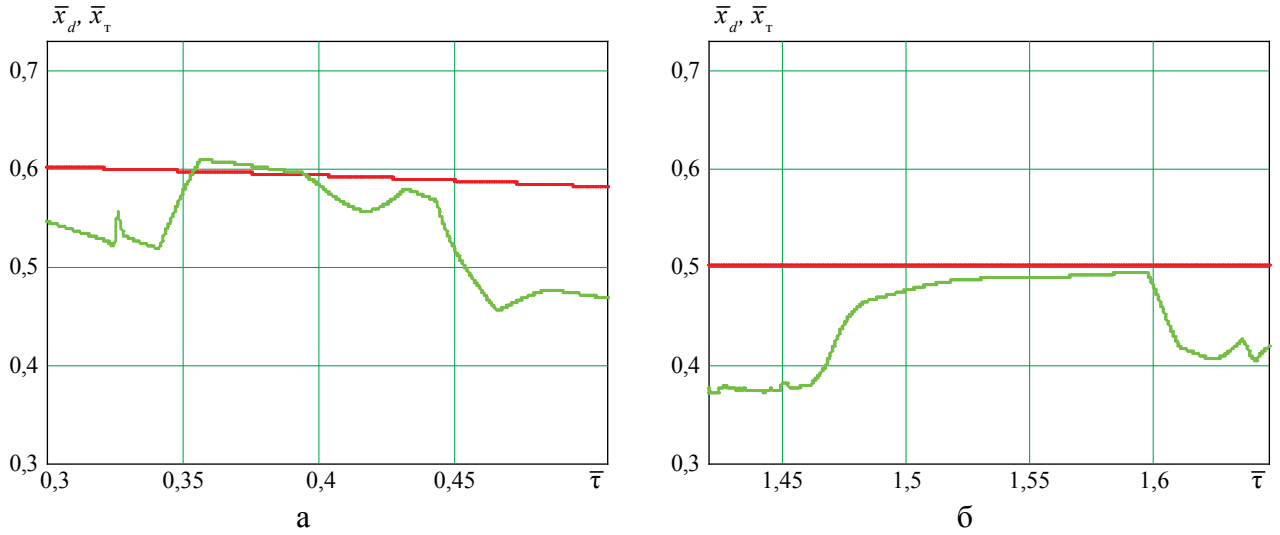


Рис. 9. Относительные координаты по оси X
– центр масс, – центр давления

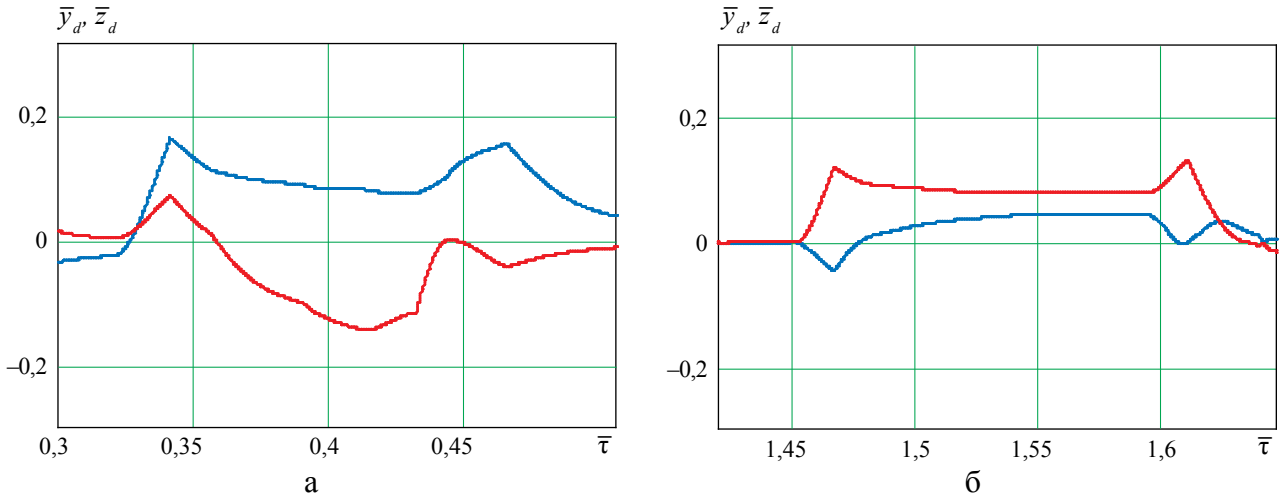


Рис. 10. Относительные координаты центра давления
– по оси Y, – по оси Z

Исследование различных режимов полета математическим моделированием на ИММ СС и сравнение с результатами летных испытаний рассматриваемой ЗУР показало:

– уточнение определения аэродинамического момента в соответствии с выражениями (4), (5) позволяет повысить сходимость аэродинамических и динамических характеристик ЗУР, полученных по результатам летных испытаний и моделирования;

– в режимах полета с симметричным обтеканием планера (схема «+» – $\varphi_п$ = 0, 90º, 180º, 270º и схема «×» – $\varphi_п$ = 45º, 135º, 225º, 315º), при которых абсолютные значения координат y_d и z_d либо близки друг другу, либо одна из них близка к нулю, действие момента от продольной силы можно компенсировать за счет поправок к моменту нормальной силы или к моменту от отклонения аэродинамических рулей. В инженерной практике в основном этим пользуются для устранения расхождений по аэродинамическим характеристикам;

– в режимах полета с несимметричным обтеканием планера (при углах $\varphi_п$ в диапазонах 10º÷30º, 100º÷120º, 190º÷210º и 280º÷300º), при которых абсолютные значения координат y_d и z_d могут значительно отличаться друг от друга, действие момента от продольной силы компенсировать за счет поправок к моменту нормальной силы или к моменту от отклонения аэродинамических рулей практически не представляется возможным.

Таким образом, уточнение определения аэродинамического момента зенитной управляемой ракеты на основании гипотезы о несимметричности его действия позволяет повысить соответствие расчетных аэродинамических характеристик ЗУР экспериментальным, особенно в режимах с несимметричным обтеканием планера.

Список литературы

1. ГОСТ 20058-80. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения. Введ. 1981-07-01. Москва: Издательство стандартов, 1981. 54 с.

2. Лебедев А. А., Чернобровкин Л. С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов: Учебное пособие для вузов. Изд. 2-е, переработанное и доп. Москва, Машиностроение, 1973. 616 с.

3. Нестеров В. А., Пейсах Э. Е., Рейдель А. Л., Соколовский Г. А., Станкевич А. И. Основы проектирования ракет класса «воздух–воздух» и авиационных катапультных установок для них: Учебник. Под общ. ред. В. А. Нестерова. Москва: Дрофа, 2002. 792 с.

4. Афанасьев П. П., Голубев И. С., Новиков В. Н., Парафесь С. Г., Пестов М. Д., Туркин И. К. Беспилотные летательные аппараты. Основы устройства и функционирования. Под редакцией И. С. Голубева, И. К. Туркина. Изд. второе, перераб. и дополн. Москва, 2008. 656 с.

5. Мизрохи В. Я. Проектирование управления зенитных ракет: Учебно-научное издание. Москва: Экслибрис-Пресс, 2010. 252 с.

6. Святодух В. К. Динамика пространственного движения управляемых ракет. Москва: Машиностроение, 1969. 270 с.

7. Бутенин Н. В., Лунц Я. Л., Меркин Д. Р. Курс теоретической механики. В 2 т. Т. I. Статика и кинематика. 3-е изд., стереотип. Москва: Наука, 1979. 272 с.

8. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2007610549, Российская Федерация. Математическая модель системы стабилизации управляемой ракеты / В. Н. Акимов, А. А. Нестеренко, Л. О. Мартынова; 2006614169; заявл. 07.12.2006; опубл. 02.02.2007.

9. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2021618149, Российская Федерация. Математическая модель аэродинамических характеристик сверхзвукового осесимметричного беспилотного летательного аппарата на основе полопаточного представления аэродинамических сил / В. Н. Акимов, А. А. Костюков, К. О. Розанцев; 2021617190; заявл. 14.05.2021; опубл. 24.05.2021.

Об авторах

Акимов Владимир Николаевич – доктор технических наук, доцент, заместитель генерального директора по науке – главный конструктор публичного акционерного общества «Долгопрудненское научно-производственное предприятие», Долгопрудный, Российская Федерация.
Область научных интересов: ракетостроение, системы управления ракет.

Костюков Александр Александрович – начальник отдела публичного акционерного общества «Долгопрудненское научно-производственное предприятие», Долгопрудный, Российская Федерация.
Область научных интересов: ракетостроение, динамика полета ракет.

Кравчук Евгений Николаевич – ведущий инженер-конструктор публичного акционерного общества «Долгопрудненское научно-производственное предприятие», Долгопрудный, Российская Федерация.
Область научных интересов: динамика полета ракет, системы стабилизации ракет.

Розанцев Константин Олегович – инженер-конструктор публичного акционерного общества «Долгопрудненское научно-производственное предприятие», Долгопрудный, Российская Федерация.
Область научных интересов: аэродинамика ракет, численное моделирование.

Refining the aerodynamic moment of the missile based on flight test results

Akimov V. N., Kostyukov A. A., Kravchuk E. N., Rozantsev K. O.

Public Joint-Stock Company "Dolgoprudny Scientific Production Enterprise", Dolgoprudny, Russian Federation

This research paper is intended to refine the aerodynamic moment of the missile based on an analysis of flight tests and results of gas dynamics software computations. The paper compares mathematical simulation results with flight test data in order to demonstrate an improved convergence due to the proposed refinement.

Keywords: surface-to-air missile, aerodynamic moment, flight tests, aerodynamic characteristics

Information about the authors

Akimov Vladimir Nikolaevich – Doctor of Engineering Sciences, Associate Professor, Deputy General Director for Science – Chief Designer, Public Joint-Stock Company "Dolgoprudny Scientific Production Enterprise", Dolgoprudny, Russian Federation.
Science research interests: rocket engineering, missile control systems.

Kostyukov Aleksandr Aleksandrovich – Head of Department, Public Joint-Stock Company "Dolgoprudny Scientific Production Enterprise", Dolgoprudny, Russian Federation.
Science research interests: rocket engineering, missile flight dynamics.

Kravchuk Evgeny Nikolaevich – Lead Design Engineer, Public Joint-Stock Company "Dolgoprudny Scientific Production Enterprise", Dolgoprudny, Russian Federation.
Science research interests: missile flight dynamics, missile stabilization systems.

Rozantsev Konstantin Olegovich – Design Engineer, Public Joint-Stock Company "Dolgoprudny Scientific Production Enterprise", Dolgoprudny, Russian Federation.
Science research interests: missile aerodynamics, numerical simulation.