

УДК: 533.6

DOI: 10.53816/20753608_2022_1_55

**ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ И ДИНАМИЧЕСКИХ
ХАРАКТЕРИСТИК ВЫСОКОМАНЕВРЕННЫХ МАЛОГАБАРИТНЫХ РАКЕТ
С ОДНОКАНАЛЬНОЙ СИСТЕМОЙ УПРАВЛЕНИЯ**

**FEATURES OF AERODYNAMIC AND DYNAMIC CHARACTERISTICS
OF HIGHLY MANEUVERABLE SMALL-SIZED ROCKETS
WITH A SINGLE-CHANNEL CONTROL SYSTEM**

По представлению академика РАН А.В. Игнатова

С.Н. Воронаев, А.Б. Корнеев, В.Н. Слободчиков

АО «Конструкторское бюро точного машиностроения им. А.Э. Нудельмана»

S.N. Voronayev, A.B. Korneev, V.N. Slobodchikov

В статье приведены результаты определения аэродинамических характеристик перспективного образца малогабаритной ракеты схемы «утка» с одноканальной системой управления, отражающие основные особенности ракет данного класса. Проведен анализ динамических режимов движения ракеты с учетом особенностей ее массово-инерционных характеристик, включая резонансные режимы, в условиях управляемого и неуправляемого полета. Рассматриваются пассивные и активные способы устранения резонансных режимов движения.

Ключевые слова: малогабаритная ракета, аэродинамические характеристики ракет, динамическая устойчивость ракет, активное демпфирование.

The article presents the results of determining the aerodynamic characteristics of a promising sample of a small-sized canard-controlled missile with a single-channel control system, reflecting the main features of missiles of this class. The analysis of the dynamic modes of the rocket movement is carried out, taking into account the features of its mass-inertia characteristics, including resonant modes, in the conditions of controlled and uncontrolled flight. Passive and active methods of eliminating resonant modes of motion are considered.

Keywords: small-sized canard-controlled missile, aerodynamic characteristics of missiles, dynamic stability of missiles, active damping.

Основным отличительным признаком высокоманевренных малогабаритных ракет, особенно зенитных управляемых ракет и снарядов, являются жесткие массово-габаритные ограничения, в том числе:

1. Малый (до 76 мм) калибр, обуславливающий применение одноканального рулевого привода и, как следствие, реализация управления при вращении изделия вокруг продольной оси. При этом ограничения на габаритные размеры

часто приводят к отсутствию массово-инерционной симметрии компоновки;

2. Малое (не более 10 клб) удлинение корпуса, создающее трудности в обеспечении аэродинамической устойчивости и управляемости изделия;

3. Необходимость применения складывающихся вокруг корпуса несущих поверхностей криволинейной формы, что в совокупности с малым удлинением корпуса приводит к существенной нелинейности аэродинамических

характеристик (АДХ), их зависимости от аэродинамического угла крена, а также к появлению перекрестных связей между каналами тангажа, рыскания и крена.

Совокупность приведенных признаков обуславливает необходимость совместного анализа статической и динамической устойчивости и управляемости в процессе разработки малогабаритных ракет и снарядов.

Вопросам динамики вращательно-поступательного движения летательных аппаратов (ЛА) различных классов (ракет, снарядов, головных частей, управляемых артиллерийских снарядов) посвящено большое количество работ [1–11], из которых, в частности, следует, что существуют такие условия полета, при которых реализуются резонансные режимы движения.

Наиболее полная система уравнений, описывающая движение рассматриваемого класса ЛА, приведена в работе [1]. Условия возникновения резонанса в аналитическом виде получены для головных частей ракет в работах [2–4], для спускаемых аппаратов в работе [5], для управляемых артиллерийских снарядов с двухканальной системой управления в работе [6], для неуправляемых бронебойно-подкалиберных снарядов в работе [7]. Одним из основных допущений, принятых при выводе уравнения для определения максимальной амплитуды пространственного угла атаки [2–6], принималось допущение о линейности производных аэродинамических коэффициентов по углу атаки, а также о независимости этих производных от аэродинамического угла крена. Это позволило составить уравнение вращательно-поступательного движения в комплексной плоскости, выполнить его качественный анализ и сформулировать условия возникновения резонанса. В работе [9], посвященной анализу динамической устойчивости ракет с полуколь-

цевыми крыльями, на основе анализа обширных аэродинамических исследований данных компоновок показано наличие перекрестных аэродинамических связей и выявлено их влияние на динамическую устойчивость.

С учетом приведенных особенностей, например для компоновки управляемого артиллерийского снаряда (УАС), как будет показано, принятые в работах [2–9] допущения не выполняются. Поэтому анализ динамики необходимо вести с учетом всех видов нелинейности аэродинамических характеристик и массово-инерционной асимметрии. В работе [10] на примере ракеты с полу-кольцевыми консолями крыла, выполнен анализ ее динамики на основе описания АДХ с учетом членов второго порядка по углам атаки и скольжения, а также перекрестных связей. Полученное комплексное уравнение вращательно-поступательного движения имеет сложный вид, что потребовало применения численных методов для его анализа. Из сравнения со случаем линейного представления АДХ и с результатами опытов показана необходимость учета членов разложения более высоких порядков по углу атаки.

Для анализа рассмотрим зенитный УАС с одноканальным управлением с диапазоном скоростей полета 150–360 м/с (рис. 1) со следующими основными параметрами планера: удлинением корпуса 9,5 калибров, размах крыла 2,8 калибра (односторонняя схема укладки в сторону вращения), бортовая хорда крыла 1 калибр, размах руля 2,5 калибра, хорда руля 0,3 калибра. Отметим, что обеспечение высоких нормальных перегрузок (5–15g) требует применения крыла относительно большой площади, что с учетом габаритных ограничений не позволяет разместить его внутри корпуса аналогично управляемым снарядам класса «земля-земля» [12], и требует придания ему полукольцевой формы и укладки

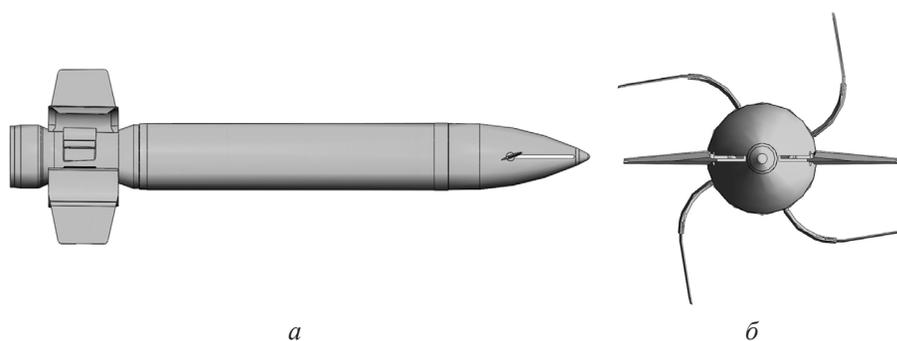


Рис. 1. Планер УАС

его вокруг корпуса. Для создания вращающего момента консоли крыла установлены под малым углом к вертикальной плоскости симметрии корпуса. Для обеспечения стабильного вращающего момента на трансзвуковых скоростях полета передняя кромка выполнена заостренной в сторону торможения вращения, эффективность которой показана в работе [13].

Как отмечалось, из-за жестких габаритных ограничений при проработке конструкции УАС его массово-инерционные характеристики оказались асимметричными: главные оси инерции оказались не совпадающими с геометрическими осями симметрии УАС, что привело к ненулевым значениям центробежных моментов инерции в тензоре инерции (I) ЛА. Нормированные к величине поперечного осевого момента инерции (I_{zz}) элементы тензора инерции приведены в таблице.

Таким образом, одним из вопросов (как будет показано ниже), возникающих при проектировании УАС, является вопрос о допустимости полученной асимметрии массо-инерционных характеристик с точки зрения ее влияния на динамические режимы полета.

Аэродинамические характеристики (АДХ) данной компоновки УАС определены сеточным методом с использованием свободного ПО OpenFOAM и научного задела в части протестированной по экспериментальным данным методики расчета [14]. На рис. 2–5 приведены рассчитанные для рассматриваемого УАС в системе координат связанной с пространственным углом атаки аэродинамические коэффициенты подъемной силы, моментов тангажа, рыскания и крена в зависимости от числа Маха, угла отклонения руля, пространственного угла атаки и аэродинамического угла крена. При расчете коэффициенты силы отнесены к скоростному напору и площади миделя, моменты — к скоростному напору, площади миделя и характерной длине. Для коэффициентов моментов тангажа и рыска-

ния за характерную длину принята длина корпуса, а для коэффициента момента крена — размах крыла. Параметры аэродинамического скоростного демпфирования в каналах тангажа, рыскания и крена, необходимые для расчета динамики УАС, определены по графо-аналитической методике [15] и здесь не приводятся. С целью выявления особенностей изменения АДХ в зависимости от угла крена они представлены на рисунках в виде осредненных по углу крена с диапазоне $\pm 180^\circ$ (рис. 2, *a–e*) в функции угла атаки, а также в виде приращения коэффициентов относительно осредненного по крену значения в функции угла крена при различных углах атаки (рис. 3–5) при неотклоненном руле. Эффективность управления при максимальном отклонении руля показана на рис. 2, *z* для нулевого положения УАС по крену.

Представленные на рис. 2–5 АДХ УАС имеют следующие особенности.

Коэффициент момента крена, осредненный по углу крена, имеет тенденцию к резкому падению при углах атаки, превышающих 10° . Наиболее выражено это падение при большой скорости полета ($M = 1,75$), при которой уже на угле атаки 15° коэффициент принимает нулевое значение. Влияние аэродинамического угла крена на отклонение данного коэффициента от осредненного значения проявляется по разному при различных скоростях полета (рис. 3). При дозвуковой ($M = 0,7$) и сверхзвуковой ($M = 1,75$) скоростях указанная зависимость имеет синусоидальный характер. Причем на один оборот угла крена приходится два периода изменения этой величины. Амплитуда данной составляющей пропорциональна величине угла атаки: при $\alpha = 5^\circ$ ее величина мала, а при $\alpha = 10^\circ$ и 15° она доходит до половины величины коэффициента момента крена, соответствующей нулевому углу атаки. При трансзвуковых скоростях полета ($M = 1,1; 1,3$) зависимость отклонения коэффициента момента крена от средней за оборот величины имеет более сложный характер. Можно отметить появление второй гармоники с периодом приблизительно в два раза меньшим, чем у первой. Очевидно, данный характер изменения коэффициента момента крена обусловлен усложнением ударно-волновой структуры при обтекании полукольцевых консолей крыла трансзвуковым потоком [13].

Таблица

Нормированный тензор инерции УАС

I_{xy}	X	Y	Z
X	$3,05 \cdot 10^{-2}$	$-1,1 \cdot 10^{-4}$	$-1,6 \cdot 10^{-3}$
Y	$-1,1 \cdot 10^{-4}$	1,0	$-2,4 \cdot 10^{-6}$
Z	$-1,6 \cdot 10^{-3}$	$-2,4 \cdot 10^{-6}$	1,0

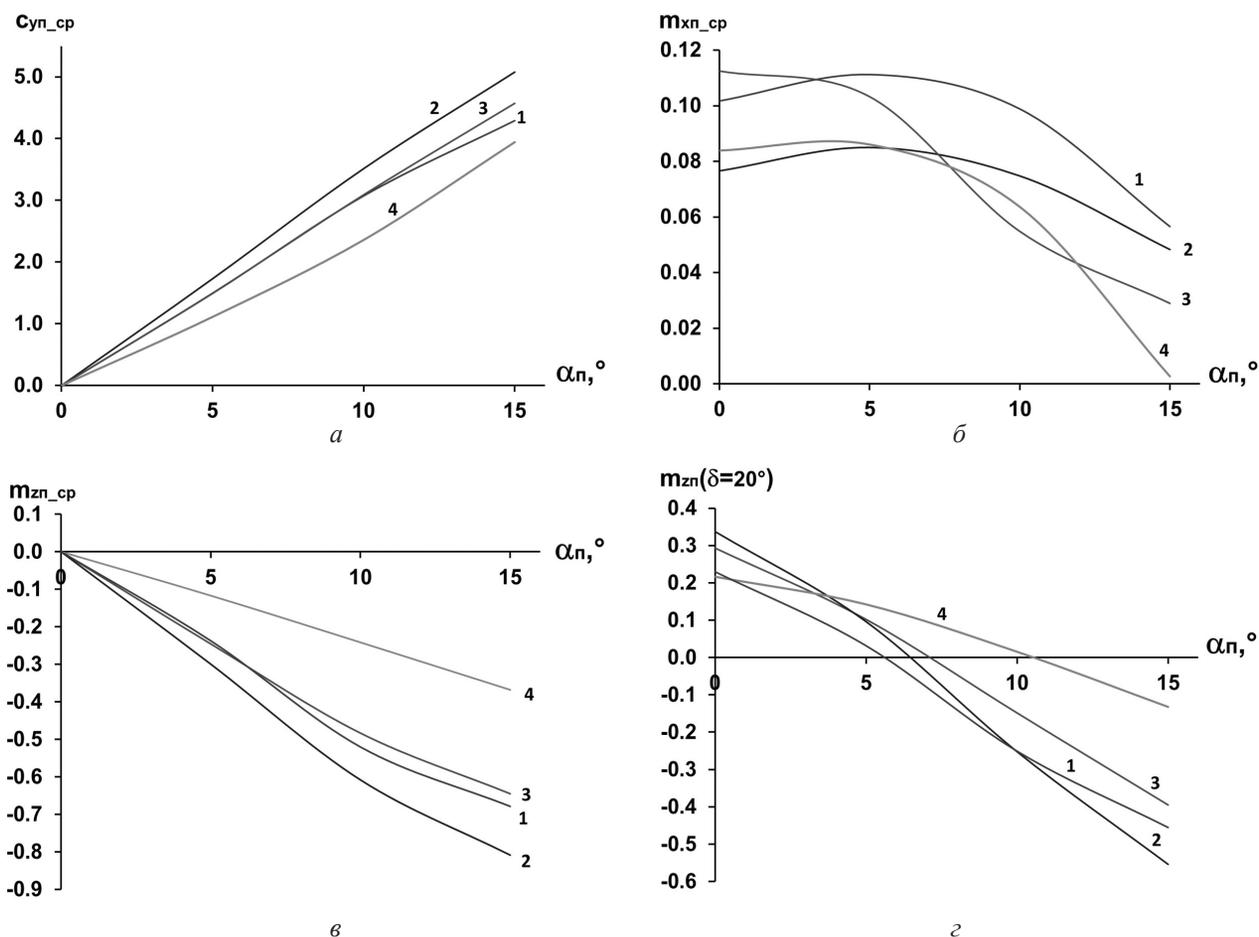


Рис. 2. Осредненные по аэродинамическому углу крена коэффициенты подъемной силы (а), моментов крена (б) и тангажа при нулевой (в) и максимальной командах (г):
1 — $M = 0,7$; 2 — $M = 1,1$; 3 — $M = 1,3$; 4 — $M = 1,75$

Характер изменения по углу атаки осредненных по углу крена коэффициентов момента рыскания и тангажа соответствует крестокрылым конфигурациям УАС с плоскими консолями крыла. Величины осредненного момента рыскания невелики и не превышают 10% от величины коэффициента момента тангажа при тех же углах атаки. Отклонения данных коэффициентов от осредненных в целом имеют тот же характер, что и для коэффициента момента крена. Следует отметить смещение точек экстремумов коэффициента момента рыскания относительно точек экстремума коэффициента момента тангажа на четверть периода. При дозвуковой и трансзвуковой скоростях амплитудные значения отклонений коэффициента момента рыскания близки и составляют 15–25% от соответствующих значений осредненного момента тангажа. При более высокой скорости ($M = 1,75$) амплитуды отклонений

возрастают до 30–40% для различных углов атаки. Отметим, что приведены основные особенности АДХ УАС при неотклоненных рулях, при отклоненных рулях кривые на рис. 2–6 несколько меняются, в том числе из-за влияния «косой обдувки» (данные кривые здесь не приводятся, но учитываются в расчетах динамики УАС).

Основными причинами проявления отмеченных особенностей АДХ малогабаритных ракет (МГР) являются:

- влияние кривизны консолей крыла;
- наличие у одноканального изделия только одной пары рулей, что приводит к появлению не скомпенсированного, как это реализуется в компоновках с двумя парами рулей, момента рыскания при ненулевых значениях угла атаки и аэродинамического угла крена, а также к изменению запаса продольной статической устойчивости;

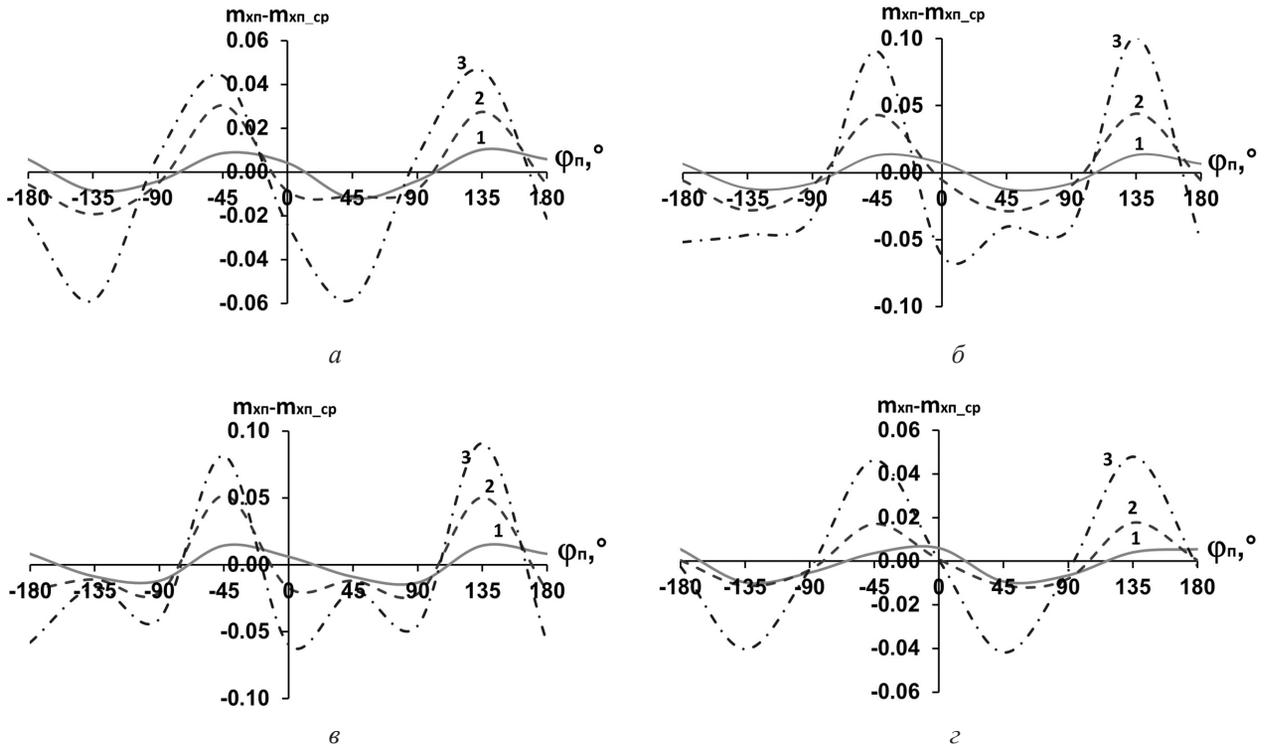


Рис. 3. Отклонения коэффициента момента крена от среднего за оборот:
 а-г — $M = 0,7; 1,1; 1,3; 1,75$; 1 — $\alpha_n = 5^\circ$; 2 — $\alpha_n = 10^\circ$; 3 — $\alpha_n = 15^\circ$

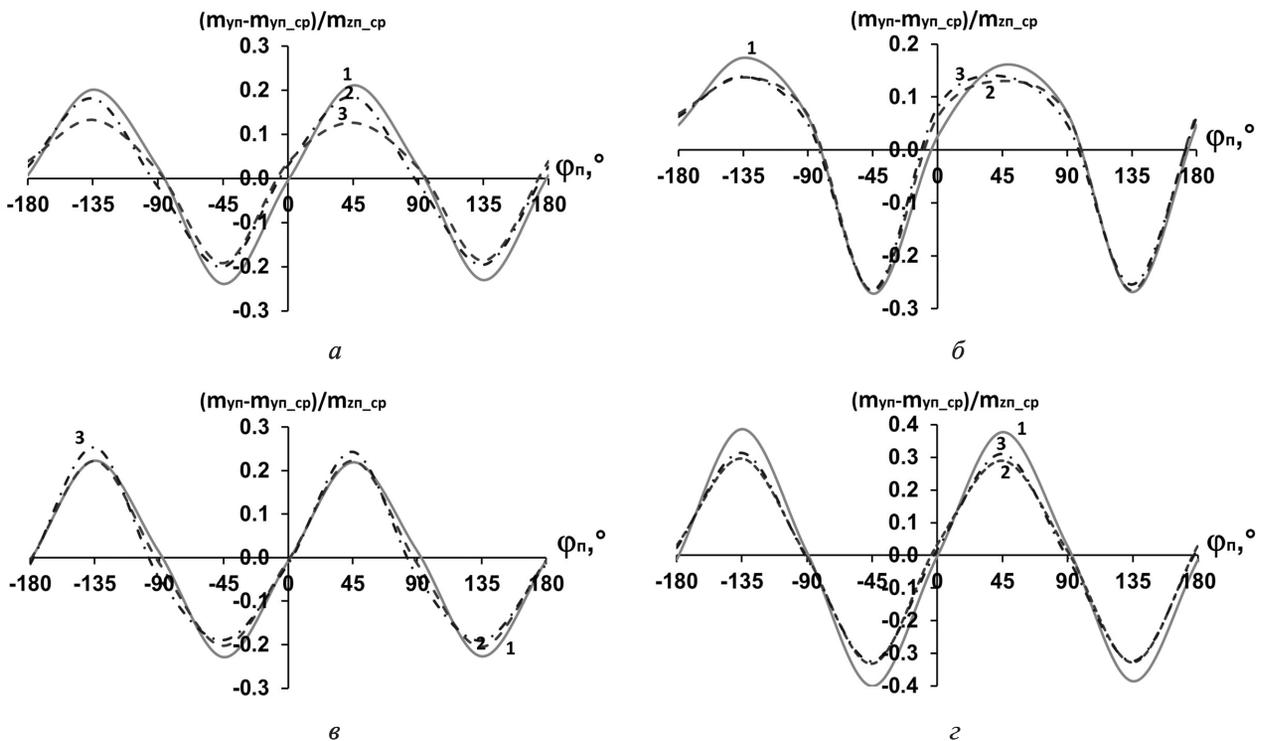


Рис. 4. Отклонения коэффициента момента рыскания от среднего за оборот:
 а-г — $M = 0,7; 1,1; 1,3; 1,75$;
 1 (сплошная линия) — $\alpha_n = 5^\circ$; 2 (пунктир) — $\alpha_n = 10^\circ$; 3 (штрих-пунктир) — $\alpha_n = 15^\circ$

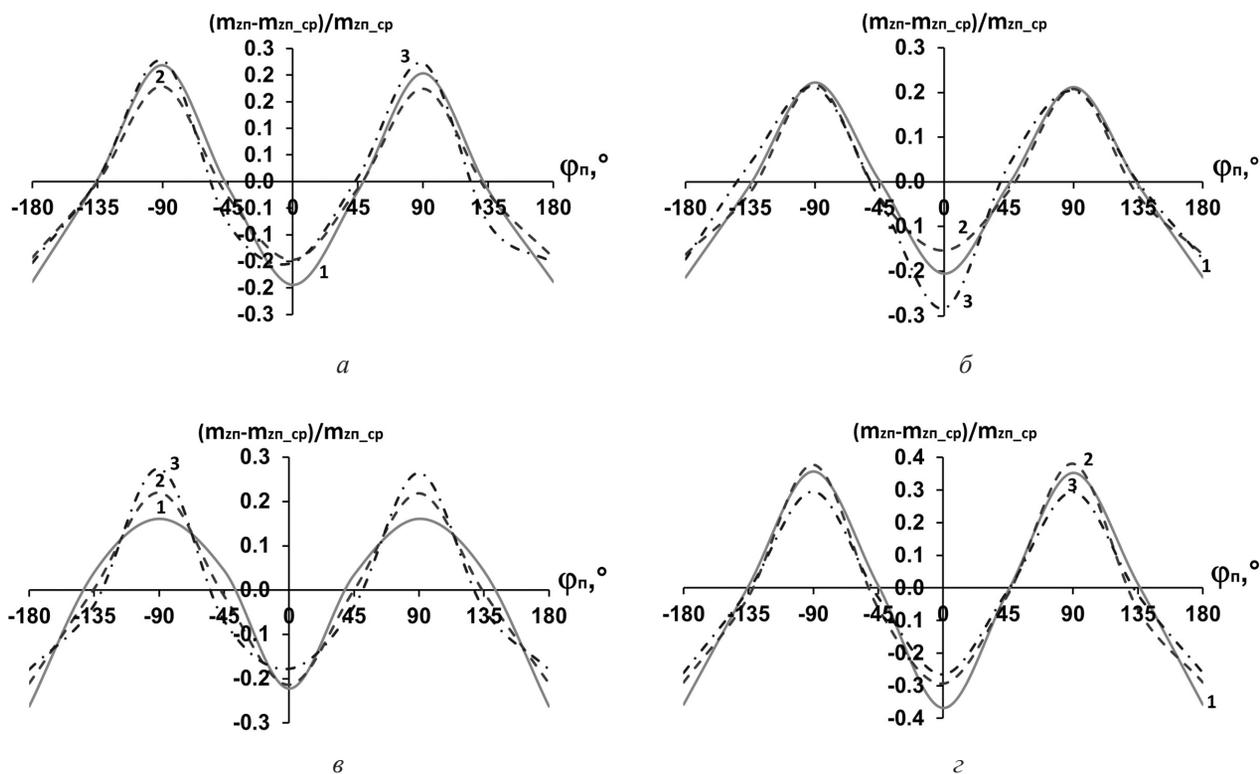


Рис. 5. Отклонения коэффициента момента тангажа от среднего за оборот: а–д $M = 0,7; 1,1; 1,3; 1,75$; 1 (сплошная линия) — $\alpha_n = 5^\circ$; 2 (пунктир) — $\alpha_n = 10^\circ$; 3 (штрих-пунктир) — $\alpha_n = 15^\circ$

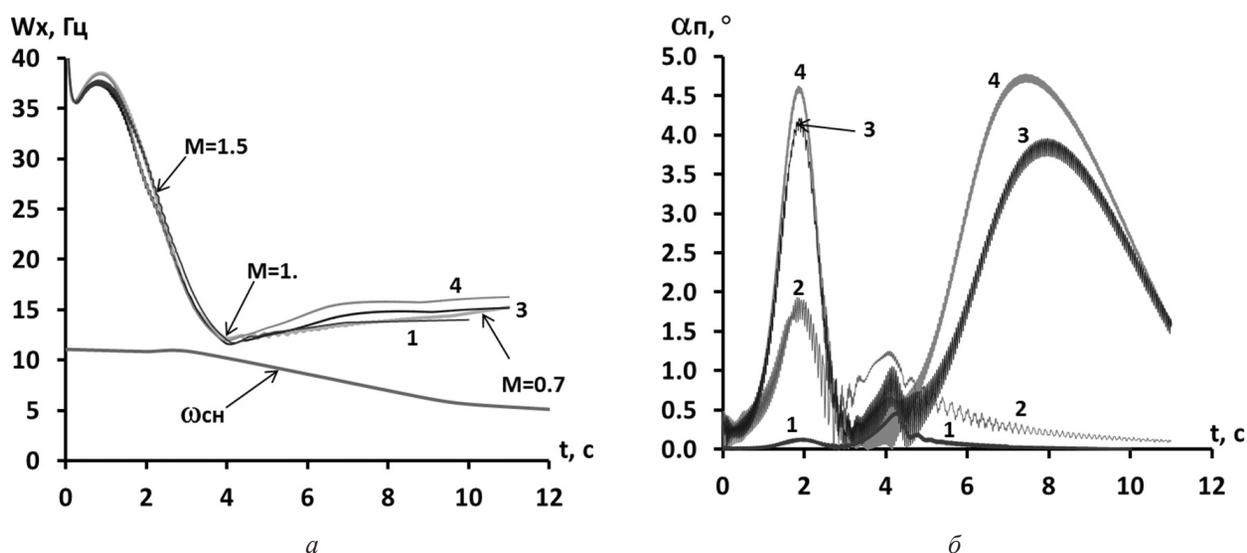


Рис. 6. Параметры нутационного процесса для баллистической траектории УАС: а — скорость вращения относительно продольной оси; б — пространственный угол атаки; 1 — траектория без учета возмущающих факторов; 2 — учет аэродинамической асимметрии; 3 — учет инерционной асимметрии; 4 — учет «возмущения от ПУ» $0,6 \text{ c}^{-1}$

– свойственное ракетам схемы «утка» влияние «косой обдувки», проявление которой в отличие от двухканальной компоновки, описанной, например, в работе [16], для одноканальной компоновки имеет свои особенности.

Высокий уровень величины отклонения от осредненного значения коэффициента момента рыскания, являющегося возмущающим динамикой УАС фактором, создает возможность развития резонансных явлений в полете. Данный уровень существенно превышает уровень коэффициента момента рыскания от геометрической асимметрии других типов летательных аппаратов [2–11].

Поведение момента рыскания, а также сложный характер изменения момента крена как от угла атаки, так и от аэродинамического угла крена, вплоть до реализации реверсивных значений при ряде сочетаний кинематических параметров движения вызывают необходимость тщательно анализа динамических режимов полета УАС.

Анализ динамики УАС выполнялся с использованием программной реализации математической модели движения ЛА [17] с учетом доработки по расчету аэродинамических характеристик в системе координат пространственного угла атаки [18], а также введения в векторное уравнение динамики вращательного движения тензора инерции УАС, которое запишется в виде [1]:

$$\dot{\omega} = I^{-1} \cdot (\mathbf{M} - \omega \times (I \cdot \omega)),$$

$$I = \begin{pmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{yx} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{zx} & I_{zy} & I_{zz} \end{pmatrix} \text{ — тензор инерции УАС;}$$

ω — вектор угловой скорости УАС в проекциях на оси связанной системы координат;

\mathbf{M} — вектор момента внешних сил в проекциях на оси связанной системы координат.

Известно [2–7], что реализация резонансных, либо авторотационных режимов возмущенного движения ЛА зависит от баллистических характеристик в виде сочетания скорости полета из-за ее влияния на собственные частоты поперечных колебаний УАС и скорости вращения ЛА относительно продольной оси. Поэтому анализ динамики ЛА целесообразно рассматривать в условиях полета, в которых предполагается его использование. В рассматриваемом случае —

это «излетная» траектория с заданными начальной скоростью (600 м/с) и законом ее падения, определяемым текущим аэродинамическим сопротивлением.

Рассмотрим сначала движение УАС в неуправляемом режиме по настильной баллистической траектории, для анализа учитывая раздельно:

- инерционную асимметрию, задаваемую тензором инерции согласно таблице;
- начальную угловую скорость при выходе из ствола («возмущение от ПУ») с величиной, характерной для артиллерийских снарядов $0,6 \text{ с}^{-1}$;
- аэродинамическую асимметрию, вызванную технологическими отклонениями размеров корпуса от штатной геометрии, для которой проводился расчет АДХ (рис. 2–6), с эквивалентным углом отклонения руля на уровне 3° , оценка которого выполнена по результатам расчетов АДХ с отклонениями геометрии консолей крыла с учетом технологических допусков.

Результаты расчета текущей скорости вращения и величины пространственного угла атаки представлены на рис. 6 а, б. При неизменных аэродинамических параметрах планера отработка возмущений в виде инерционной асимметрии, «возмущения от ПУ», не нуля руля приводят к качественно и количественно подобным реализациям нутационного процесса при полетных условиях, соответствующих условиям применения УАС. Это указывает на то, что основной причиной наблюдаемого нутационного движения является отмеченная нелинейность аэродинамических характеристик по пространственному углу атаки и аэродинамическому углу крена, а подаваемые на УАС возмущения играют роль возбудителя нутации. Основной чертой наблюдаемого нутационного процесса является периодическое возрастание амплитуды пространственного угла атаки на участках траектории 1,5–2,0 с, 3,5–4,5 с, 6,0–10 с полета. Чтобы подчеркнуть влияние особенностей момента рыскания УАС на его динамику отметим, что на участках роста амплитуды нутации частота вращения УАС значительно, до двух раз, превышает собственную частоту колебаний относительно поперечной оси $\omega_{\text{сн}}$, что согласно выводам работ [2–9], в которых принимались допущения о линейности АДХ, создает достаточное «разнесение» данных частот для

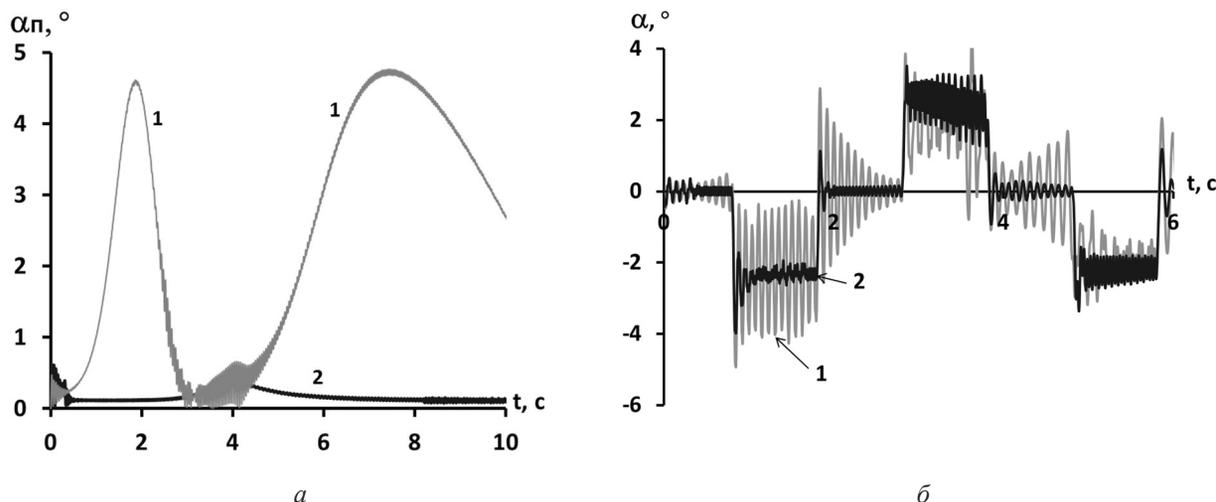


Рис. 7. Параметры нутационных процессов для баллистической траектории УАС (а) и траектории с обработкой программных команд (б): 1 — без демпфирования, 2 — со скоростным демпфированием

отсутствия резонансных явлений в полете, в то время как фактически они имеют место.

В ходе исследований проведены оценки эффективности применения активного демпфирования нутационных колебаний УАС на базе микромеханического гироскопа [18]. Отметим, что применение миниатюрных датчиков движения и углового положения прочно входит в практику проектирования МГР [19–21]. Представленные результаты моделирования получены с использованием результатов работы [21] в части способа формирования информации об угловом положении УАС по крену при расчете угла отклонения руля.

Для одноканального управления представляет интерес вопрос о возможности подавления резонансного роста угла атаки управляющим воздействием только по одному направлению. На рис. 7 а, б приведены сравнительные зависимости скорости вращения и пространственного угла атаки для возмущенной траектории и траектории с работающим контуром демпфирования проекции угловой скорости поперечных колебаний на плоскость управления для двух режимов полета: настильной баллистической траектории и траектории с обработкой переключений программных команд. Как видно на рис. 7 а, б возмущающие факторы успешно подавляются примененной системой демпфирования угловой скорости поперечных колебаний. Скоростное демпфирование позволяет реализовать траекторное управление УАС, что иллюстрируется на рис. 7 б, из

которого видно, что в данном случае переходной процесс по углу атаки быстро затухает и имеет не более двух перебегов относительно установившегося значения, что позволяет построить контур командного управления УАС, удовлетворяющей стандартным требованиям по точности и быстродействию.

Следует отметить, что проявление аэродинамических перекрестных связей свойственно МГР и других типов, например ракетам с боковым расположением сопел двигателя, рассмотренным в работе [18]. Поэтому актуальной является задача поиска конфигураций планера УАС, снижающих уровень указанных перекрестных связей пассивно, без применения активных способов обеспечения динамической устойчивости. Применительно к рассмотренному в данной работе УАС одним из направлений поиска таких конфигураций целесообразно рассмотреть вариант планера с дестабилизатором, установленным в плоскости перпендикулярной плоскости руля, с целью компенсации, полной, либо частичной момента рыскания.

Литература

1. Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н., Богодистов С.С. Внешняя баллистика. — М.: Машиностроение. 1991. 640 с.
2. Казаковцев В.П. Аналитический метод оценки влияния малых массово-конструкционных асимметрий на динамику углового движе-

ния спускаемого аппарата // Оборонная техника. 1997. № 9–10. С. 57–59.

3. Казаковцев В.П. Анализ динамики углового движения летательного аппарата методами качественной теории систем // Оборонная техника. 2000. № 1–2. С. 86–88.

4. Казаковцев В.П. Динамика углового движения боеприпаса в условиях возникновения явления параметрического резонанса // Известия РАН. 2004. № 1 (38). С. 22–25.

5. Казаковцев В.П., Корянов В.В. Метод исследования динамики углового движения космического спускаемого аппарата с надувным тормозным устройством // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. «Машиностроение». 2012. № 3. С. 39–46.

6. Ветров В.В., Сотников В.А., Елесин В.В. Динамические особенности движения некоторых управляемых артиллерийских снарядов на баллистическом участке траектории // Оборонная техника. 2006. № 5–6. С. 121–125.

7. К вопросу возникновения повышенных углов нутации бронебойных подкалиберных снарядов большого удлинения / А.А. Платонов, Ю.Д. Беляков, А.А. Бебин, Ю.В. Самсонов, И.А. Корченков // Известия РАН. 2009. № 3 (61). С. 18–24.

8. Ananthkrishnan N., Raisinghani S.C. Steady and quasi-steady resonant lock-in of finned projectiles // Journal of spacecraft and rockets. Vol. 29. № 5. September–October 1992. P. 692–696.

9. Liaño G., Morote J. Roll-rate stability limits of unguided rockets with wraparound fins // Journal of spacecraft and rockets. Vol. 43. № 4. July–August 2006. P. 757–761.

10. Ömer Tanrikulu, Cenk Önen, Taner Gökhan. Nonlinear yaw-pitch-roll coupling of unguided missiles with wraparound fins // Journal of spacecraft and rockets. Vol. 37. № 6. November–December 2000. P. 731–739.

11. Лысенко Л.Н., Альхаф М.Н. Модифицированный фильтр Калмана для оценивания движения боеприпасов в условиях прогнозируемого возникновения явления параметрического резонанса // Известия РАН. 2004. № 1 (38). С. 13–21.

12. Зубов В.Н. Зарубежные программируемые и управляемые 57-мм артиллерийские снаряды // Морской сборник. 2017. № 8 (2045). С. 75–80.

13. Воропаев С.Н., Калугин В.Т., Чернуха П.А. Особенности сверхзвукового обтекания полукольцевых крыльев // Научный вестник МГТУ ГА. 2008. № 125. С. 94–98.

14. Воропаев С.Н. О возможности применения сеточных методов определения аэродинамических характеристик малогабаритных ракет на ранних этапах проектирования // Оборонная техника. 2014. № 10. С. 2–8.

15. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. — М.: Оборонгиз. 1973. 615 с.

16. Коротков О.В., Воропаев С.Н. Исследование динамики вращения в канале крена малогабаритной ракеты аэродинамической схемы «утка» по результатам летных испытаний // Известия РАН. 2013. № 1 (76). С. 67–73.

17. Коротков О.В., Воропаев С.Н., Гуцал В.Г., Скоробогатский С.В. Математическая модель малогабаритной высокоточной ЗУР с лазерной системой наведения // Известия РАН. 2012. № 3 (73). С. 42–50.

18. Воропаев С.Н., Корнеев А.Б., Слободчиков В.Н. Особенности аэродинамических и динамических характеристик малогабаритных ракет с боковым расположением сопел двигателя // Известия РАН. 2021. № 1 (116). С. 115–121.

19. Способ определения угла крена бесплатформенной инерциальной навигационной системы вращающегося по крену артиллерийского снаряда: пат. РФ № 2584400 / В.И. Бабичев, А.В. Гусев, В.И. Морозов, А.В. Шигин, В.И. Рабинович, Т.С. Долгова, С.И. Акулинина; заявл. 17.02.2015; опубл. 20.05.2015.

20. Бабичев В.И., Шигин А.В., Рабинович В.И., Морозов В.И., Долгова Т.С. Определение угловой ориентации бесплатформенной инерциальной навигационной системы вращающегося по крену артиллерийского снаряда по сигналам датчика угловых скоростей // Системы ВТО. 2018. № 1 (17). С. 9–18.

21. Аксенов А.А., Багдасаров С.Б., Воропаев С.Н., Гуцал В.Г., Корнеев А.Б., Константинов Г.С., Слободчиков В.Н. Способ и оценка точности определения угла крена управляемого артиллерийского снаряда на базе сигналов датчиков магнитного поля Земли // Оборонная техника. 2019. № 5–6. С. 76–86.