

УДК: 533.6

**ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ И ДИНАМИЧЕСКИХ
ХАРАКТЕРИСТИК МАЛОГАБАРИТНЫХ РАКЕТ С БОКОВЫМ
РАСПОЛОЖЕНИЕМ СОПЕЛ ДВИГАТЕЛЯ**

**FEATURES OF AERODYNAMIC AND DYNAMIC CHARACTERISTICS
OF SMALL-SIZED ROCKETS WITH SIDE-MOUNTED ENGINE NOZZLES**

По представлению чл.-корр. РАРАН А.В. Игнатова

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

АО «КБточмаш им. А.Э. Нудельмана»

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

Рассмотрено влияние боковых струй двигателя на аэродинамические и динамические характеристики малогабаритной ракеты. По результатам расчета сеточным методом выявлено наличие аэродинамических перекрестных связей между каналами тангажа, рыскания и крена, приводящих к незатухающему характеру колебаний ракеты при отработке команд управления. Показана эффективность введения контуров демпфирования поперечных колебаний ракеты с использованием датчиков угловых скоростей и линейных ускорений.

Ключевые слова: малогабаритная ракета, пространственный угол атаки, аэродинамический угол крена, аэродинамические перекрестные связи, датчик угловой скорости, динамические характеристики летательного аппарата.

The influence of engine side jets on the aerodynamic and dynamic characteristics of a small rocket is considered. Based on the results of the CFD calculation, the presence of aerodynamic cross-links between the pitch, yaw and roll channels was revealed, which lead to the undamped nature of the rocket vibrations when working out control commands. The efficiency of employing of angular velocity and acceleration close-loop rocket dynamics controlling is demonstrated.

Keywords: small-sized rocket, spatial angle of attack, aerodynamic roll angle, aerodynamic cross-links, angular velocity sensor, dynamic characteristics of the aircraft.

В конструкции малогабаритной ракеты (МГР) с командной системой управления, в которой приемное устройство координатора ракеты устанавливаются в донной части, двигатель, как правило, выполняется с косопоставленными соплами на боковой поверхности корпуса [1–3]. В пространственном движении ракеты влияние струй двигателя приводит к появлению аэродинамических перекрестных связей между каналами тангажа, рыскания и крена, характер и уровень которых определяется наряду с расстоянием от сопел до передней кромки крыла углом взаимной ориентации плоскостей сопел и консолей крыла (рис. 1),

величина которого в ряде случаев может быть произвольной на момент старта [3]. Наличие перекрестных связей обуславливает реакцию ракеты на команду в одном из каналов управления сразу в трех направлениях его углового движения, что определенным образом отражается на характеристиках процесса управления изделием на траектории и, в ряде случаев, требует учета при формировании алгоритма управления.

Предъявление к конструкции МГР жестких массово-габаритных ограничений не позволяет в полной мере устранить указанные перекрестные связи корректировкой аэродинамической компо-

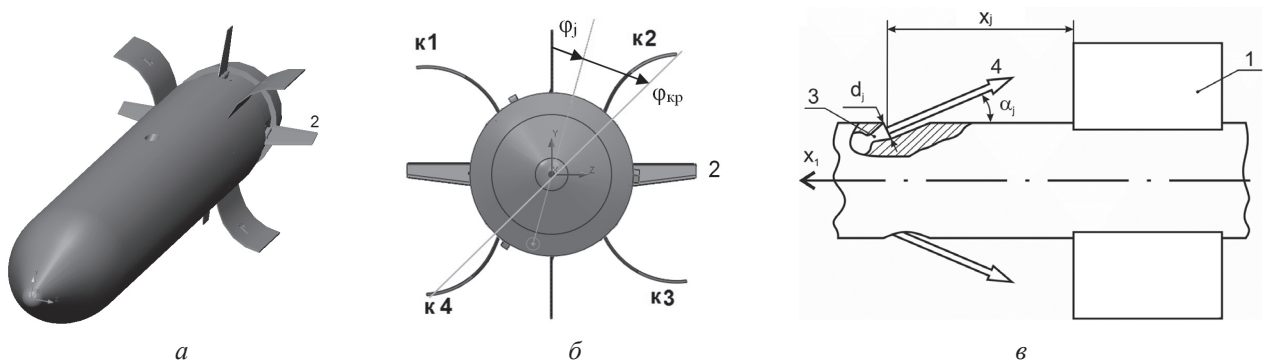


Рис. 1. Пример конфигурации МГР с несимметричными АДХ: 1 — сегментально-цилиндрическое крыло; 2 — руль; 3 — сопло; 4 — струя; φ_j — угол установки сопел относительно вертикальной плоскости симметрии ЛА; $\varphi_{кр}$ — угол установки консолей крыла; d_j — диаметр сопла; α_j — угол наклона сопла к оси ЛА; x_j — расстояние от выходного сечения сопла до передней кромки крыла

новки, в связи с чем необходимо проведение расчетных и экспериментальных исследований по их выявлению, и определению способов их компенсации алгоритмическими средствами системы управления.

В настоящей статье рассмотрено влияние боковых струй двигателя на аэродинамические и динамические характеристики ракеты нормальной схемы в диапазоне трансзвуковых скоростей полета, а также показана необходимость введения контуров демпфирования ракеты по сигналам датчиков угловых скоростей (ДУС) и линейных ускорений (ДЛУ) для обеспечения приемлемого качества переходных процессов в каналах тангажа и рыскания.

Зависимости основных аэродинамических характеристик (АДХ) типовой МГР от пространственного угла атаки (α_n) и аэродинамического угла крена (φ_n) для ряда значений угла установки сопел относительно вертикальной плоскости симметрии (φ_j) определены сеточным методом с использованием программного модуля FlowSimulation 2014 (коммерческая лицензия № L241213-80M). Настройки сеточных моделей приведены в работах [4, 5], расчетные спектры обтекания — в работе [5].

Сравнительные результаты расчета для вариантов $\varphi_j = 0^\circ$ и 53° при неотклоненных рулях приведены на рис. 2, а-в. Основными особенностями расчетных АДХ компоновки МГР согласно (рис. 2) являются: наличие перекрестных связей между коэффициентами моментов рыскания (m_y) и тангажа (m_z), и существенная зависимость коэффициента момента тангажа, определяюще-

го основные динамические характеристики МГР, от аэродинамического угла крена.

При вертикальной ориентации плоскости сопел наиболее сильное влияние на АДХ оказывает угол крена. В диапазоне угла крена 45° – 135° наклон кривой момента тангажа при углах атаки выше 6° практически обнуляется, что приводит к снижению статической устойчивости. В данном диапазоне углов крена также наблюдается рост коэффициента момента рыскания с максимумом при $\varphi_n = 67,5^\circ$.

При ориентации плоскости сопел, близкой к плоскости консолей крыла ($\varphi_j \sim 45^\circ$), влияние угла крена на характер изменения коэффициента момента тангажа уменьшается, при этом устраняется область статической неустойчивости. Однако в данном варианте ориентации плоскостей сопел и крыльев, величина коэффициента момента рыскания становится максимальной и достигает 40 % от величины коэффициента момента тангажа, что приводит к отклонению продольной оси МГР в плоскости, перпендикулярной плоскости управления.

Следует отметить, что помимо продольных и поперечных аэродинамических характеристик имеется существенное влияние боковых струй двигателя на момент крена, вопросы минимизации которого с учетом массово-габаритных ограничений рассмотрены в работе [5].

Отмеченные особенности АДХ МГР требуют анализа их влияния на динамические характеристики. Динамика МГР в настоящей работе описывается уравнениями пространственного управляемого движения летательного аппара-

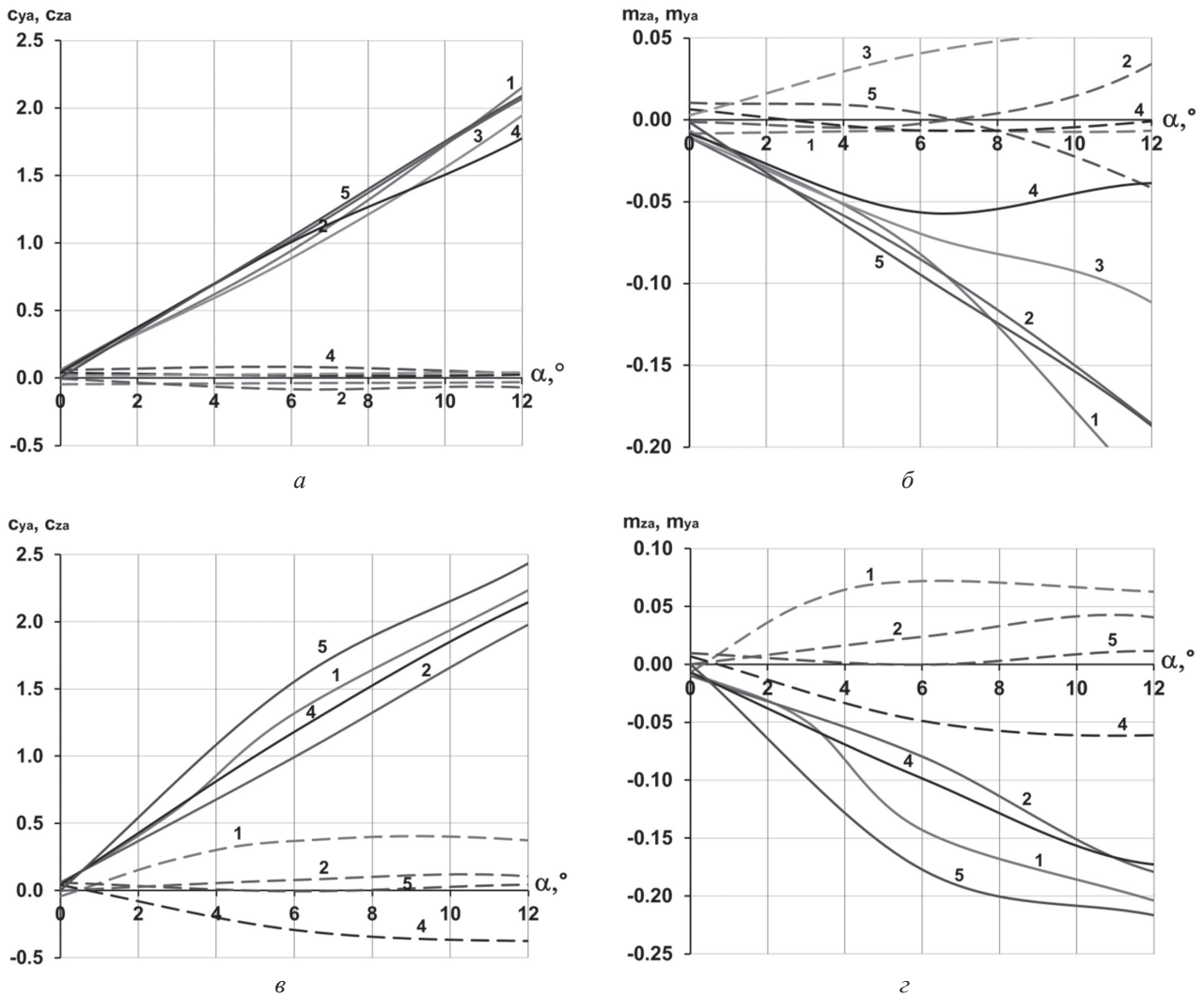


Рис. 2. Аэродинамические коэффициенты МГР с боковыми соплами при обтекании с числом Маха 0,85: а-б — $\varphi_j = 0^\circ$; в-г — $\varphi_j = 53^\circ$. Сплошные линии — продольные характеристики (c_y, m_z), пунктирные — поперечные характеристики (c_z, m_y). 1 — $\varphi_n = 0^\circ$; 2 — $\varphi_n = 45^\circ$; 3 — $\varphi_n = 67,5^\circ$; 4 — $\varphi_n = 90^\circ$; 5 — $\varphi_n = 135^\circ$

та [6], программно-алгоритмическая реализация которых описана в работе [7].

Основное отличие используемой математической модели движения состоит в подходе к заданию аэродинамических исходных данных и заключается в следующем. Традиционный подход к описанию АДХ симметричных крестовкрылых конфигураций ракет [7–9] основывается на эквивалентности зависимостей АДХ от углов атаки и скольжения, позволяющей принимать одинаковый характер изменения АДХ от угла атаки и угла скольжения в виде

$$c_i = f(M, \alpha = \beta, \delta), m_i = f(M, \alpha = \beta, \delta), \quad (1)$$

где c_i — коэффициенты аэродинамических сил продольной ($i = 1$), нормальной ($i = 2$) и боковой ($i = 3$);

m_i — коэффициенты аэродинамических моментов продольного и боковых (m_x, m_y, m_z);

α, β, δ — углы атаки, скольжения и отклонения рулей;

M — число Маха.

С учетом отмеченных особенностей компоновки летательного аппарата (ЛА) с установленными перед крыльями соплами ракетного двигателя твердого топлива (РДТТ) в результате воздействия струй на консоли стабилизатора, особенно при его произвольной ориентации по отношению к плоскости сопел, симметрия АДХ

относительно плоскости угла атаки нарушается, равенство $\alpha = \beta$ в (1) перестает выполняться, и АДХ принимают более сложный вид

$$\begin{aligned} c_i &= f(M, \alpha, \beta, \delta) = f(M, \alpha_n, \varphi_n, \delta); \\ m_i &= f(M, \alpha, \beta, \delta) = f(M, \alpha_n, \varphi_n, \delta), \end{aligned} \quad (2)$$

где α_n, φ_n — пространственный угол атаки и аэродинамический угол крена.

Таким образом, размерность массива аэродинамических исходных данных возрастает на единицу. В предлагаемой модели в качестве входных кинематических параметров для расчета АДХ приняты: пространственный угол атаки α_n и аэродинамический угол крена φ_n , которые вводятся согласно [10, 12, 13].

Основным инструментом исследования динамических характеристик летательного аппарата является определение реакции его кинематических параметров (угла атаки, нормальной перегрузки) на ступенчатое отклонение органов управления. При пространственном управляемом движении отклонение органов управления соответствует отклонению центра масс ЛА от линии визирования одновременно по двум координатам. В связи с этим проведены исследования реакции ЛА на одновременное отклонение рулей курса и тангажа, сочетание которых обеспечивает маневр ЛА в наклонной плоскости, что эквивалентно маневру в плоскости пространственного угла атаки с некоторым аэродинамическим углом крена φ_n при условии поддержания постоянным эйлерова угла крена γ [10].

При этом величина φ_n , являясь согласно [10] функцией углов атаки и скольжения, переменной в переходном процессе отработки команды управления и стремится к γ в установившемся режиме, в связи с чем, приводимые значения параметра φ_n следует трактовать как установившиеся значения.

Рассмотрим переходные процессы по перегрузке при отработке ступенчатого отклонения рулей в вертикальной плоскости при аэродинамических углах крена $\varphi_n = 0^\circ, 45^\circ, 90^\circ$ и 135° для значений угла ориентации сопел $\varphi_j = 0^\circ$ и 53° , соответствующих симметричной ориентации сопел относительно консолей крыла ($\varphi_j = 0^\circ$) и несимметричной ориентации ($\varphi_j = 53^\circ$), при которой, по результатам расчетов АДХ, реализуется близкий к максимальному уровень аэродинамических перекрестных связей.

Переходные процессы в виде зависимости от времени перегрузок, развиваемых в плоскости действия команды управления и плоскости перпендикулярной ей, построены для трех вариантов контура управления: разомкнутый контур, контур с обратной связью по угловой скорости и контур с обратными связями по угловой скорости и перегрузке центра масс. Параметры контуров стабилизации во всех расчетных случаях заданы одинаковыми с целью выявления возможности их функционирования в условиях широкого разброса аэродинамических характеристик планера.

Математическое моделирование переходных процессов выполнено с учетом функционирования системы стабилизации углового положения по крену. В математическую модель введены параметры измерителей угловых скоростей и ускорений центра масс, соответствующие малогабаритным измерительным модулям, изготавливаемым на базе МЭМС-технологий, находящим всё более широкое применение в составе современных образцов вооружения [11, 14–17].

При симметричной ориентации сопел относительно консолей крыла ($\varphi_j = 0^\circ$) (рис. 3) вид переходных процессов существенно меняется в зависимости от направления действия команды управления, определяемого в рассматриваемом случае аэродинамическим углом крена. При $\varphi_n = 0^\circ$ (рис. 3, а) наблюдается характерный для слабодемпфированной МГР переходный процесс в плоскости действия команды управления длительностью 3 с. Введение скоростного демпфирования снижает время переходного процесса до 0,5 с, а также перегулирование со 100 % до 20 %.

Увеличение φ_n до 45° приводит (рис. 3, б) к увеличению у недемпфированной МГР времени переходного процесса до 5 с, а также к возбуждению колебательного процесса в горизонтальной плоскости, что иллюстрирует действие аэродинамической перекрестной связи между каналами тангажа и рыскания. Введение скоростного демпфирования снижает время переходного процесса до 0,5 с. При этом в обоих случаях наблюдается отработка перегрузки, как в вертикальной, так и в горизонтальной плоскости с углом наклона вектора перегрузки к плоскости управления около 12° . Включение в контур стабилизации дополнительной обратной связи по нормальной перегрузке уменьшает угол наклона до $2,6^\circ$.

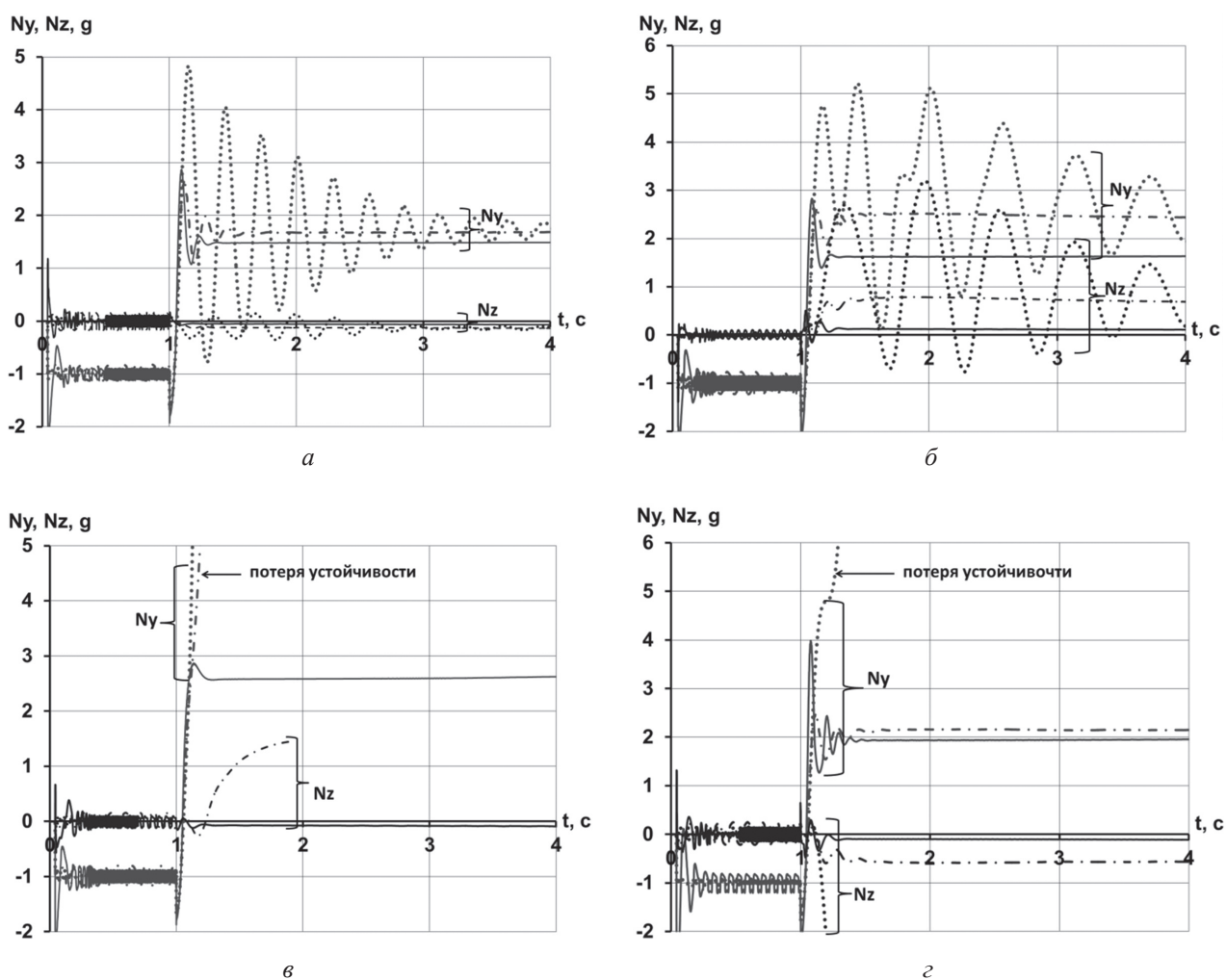


Рис. 3. Переходные процессы при обработке МГР команды управления в вертикальной плоскости при $\varphi_j = 0^\circ$: а — $\varphi_n = 0^\circ$; б — $\varphi_n = 45^\circ$; в — $\varphi_n = 90^\circ$; г — $\varphi_n = 135^\circ$; пунктирная линия — разомкнутый контур; штрих-пунктирная линия — стабилизация по скорости; сплошная линия — стабилизация по скорости и ускорению

Дальнейшее увеличение аэродинамического угла крена до 90° , что соответствует кривой 3 на рис. 2, б, приводит к выходу МГР на закритические углы атаки и потере устойчивости планера (рис. 3, в). При этом демпфирование с помощью скоростной обратной связи эффекта не дает, только использование дополнительной обратной связи по перегрузке позволяет получить переходной процесс приемлемого качества.

При маневре с углом крена 135° (рис. 3, г) использование контуров стабилизации по скорости и перегрузке позволяет получить переходные процессы длительностью до 0,5 с для неустойчивой компоновки. Здесь также наблюдается положительный эффект от использования перегрузочного контура в части уменьшения угла отклонения

вектора развиваемой перегрузки от направления команды управления с 10° до $2,5^\circ$.

При изменении угла ориентации сопел по отношению к консолям крыла φ_j сохраняются отмеченные для случая $\varphi_j = 0^\circ$ качественные особенности переходных процессов, проявляющиеся при отличных от данного случая аэродинамических углах крена (рис. 4, а-в). При этом количественные характеристики переходных процессов заметно меняются. Так, при угле ориентации сопел $\varphi_j = 53^\circ$ наблюдается максимальное отклонение направления развиваемой перегрузки от направления действия команды управления, превышающее 20° . Применение систем стабилизации с обратными связями по угловой скорости позволяет обеспечить время переходных процес-

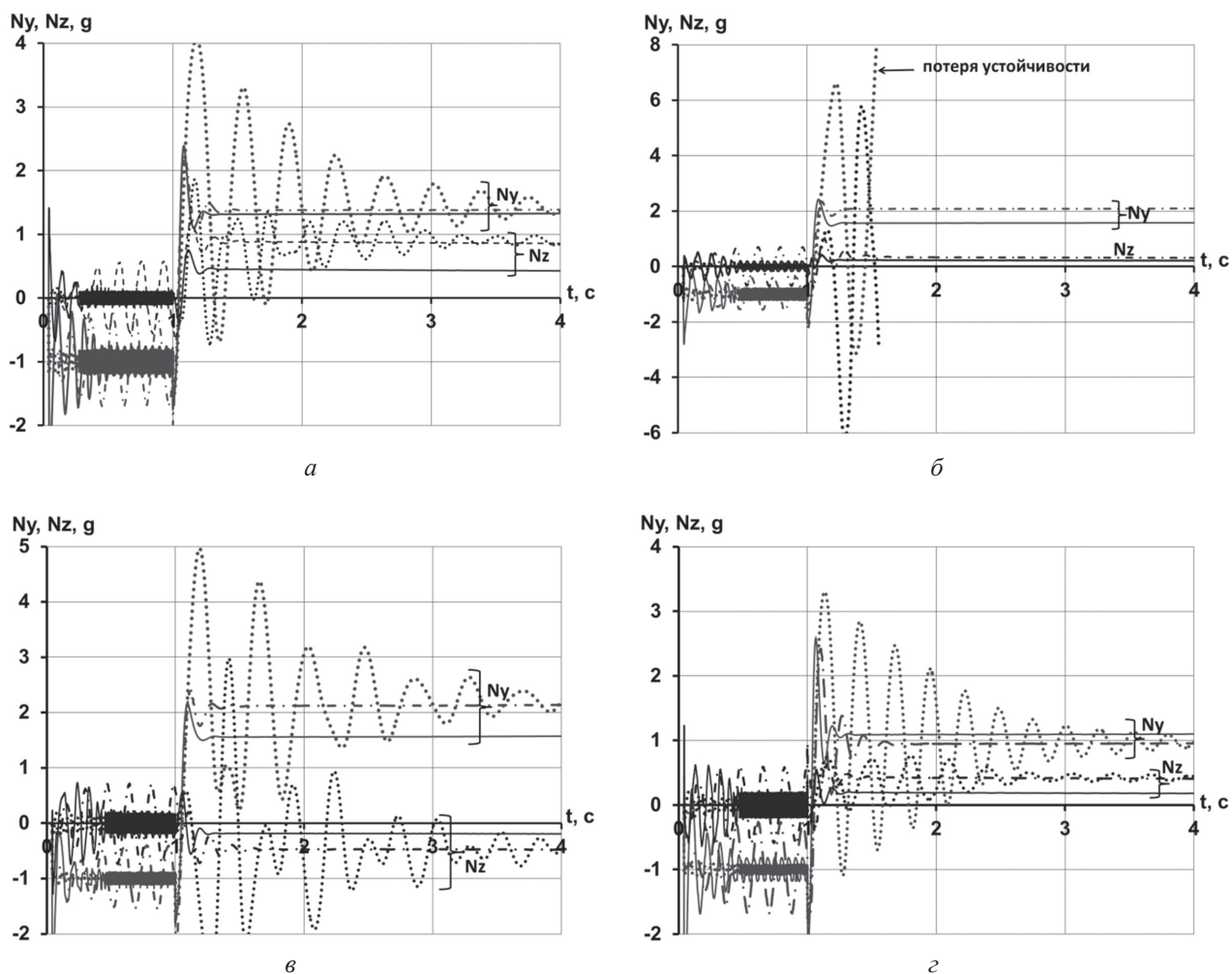


Рис. 4. Переходные процессы при отработке МГР команды управления в вертикальной плоскости при $\varphi_j = 53^\circ$: а — $\varphi_n = 0^\circ$; б — $\varphi_n = 45^\circ$; в — $\varphi_n = 90^\circ$; г — $\varphi_n = 135^\circ$; пунктирная линия — разомкнутый контур; штрих-пунктирная линия — стабилизация по скорости; сплошная линия — стабилизация по скорости и ускорению

сов не выше 0,5 с. Дополнительное подключение контура стабилизации с обратной связью по нормальной перегрузке позволяет существенно снизить уровень действия аэродинамических перекрестных связей между каналами тангажа и рыскания. Очевидно, что указанный эффект достигается выработкой контуром стабилизации команды компенсации силы и момента, возникающих вследствие аэродинамической асимметрии в направлении, перпендикулярном направлению команды на входе контура стабилизации.

Таким образом, рассмотрены аэродинамические и динамические характеристики МГР с аэродинамической асимметрией, обусловленной пространственными режимами обтекания с учетом воздействия боковых струй двигателя на планер,

в том числе с произвольной ориентацией плоскости сопел по отношению к консолям крыла. Показана эффективность применения контуров демпфирования с обратными связями по угловой скорости и линейному ускорению, в части обеспечения высокого качества переходных процессов, а следовательно, возможность построения высокоточных контуров управления МГР.

Литература

1. Максимов Ф.А., Морозов В.И. Об эффекте влияния струй двигателя на динамические характеристики ракет // Межд. науч.-практ. конф. «Вторые Окуневские чтения». Т. 1. — СПб: БГТУ. 2001. С. 56–63.

2. Максимов Ф.А., Морозов В.И. Течение около корпуса ракеты при наличии струй, истекающих с боковой поверхности // Известия ТулГУ. Сер. «Физика». Вып. 3. — Тула: Изд-во ТулГУ. 2003. С. 161–170.
3. Способ стрельбы танковым управляемым снарядом раздельного заряжания и снаряд для его реализации: пат. РФ № 2705678 / В.Н. Слободчиков, А.Б. Корнеев, Ю.Н. Жаров, А.А. Аксенов, Д.И. Маркин, А.С. Коледов; заявл. 01.08.2017; опубл. 11.11.2019.
4. Воропаев С.Н. О возможности применения сеточных методов определения аэродинамических характеристик малогабаритных ракет на ранних этапах проектирования // Научно-технический сборник оборонная техника. 2014. № 10. С. 2–8.
5. Воропаев С.Н., Калугин В.Т. Влияние боковых струй двигателя на аэродинамический момент крена малогабаритной ракеты с сегментально-цилиндрическими консолями крыла // Научно-технический сборник оборонная техника. 2019. № 5–6. С. 69–75.
6. Дмитриевский А.А., Богодистов С.С., Лысенко Л.Н. Внешняя баллистика. — М.: Машиностроение. 1991. 640 с.
7. Математическая модель малогабаритной высокоточной ЗУР с лазерной системой наведения / О.В. Коротков, С.Н. Воропаев, В.Г. Гуцал, С.В. Скоробогатский // Известия РАН. 2012. № 3 (73). С. 42–50.
8. Система наведения высокоточных боеприпасов с инерциально-спутниковой навигацией. Математическая модель / Коротков О.В., Долгов В.В., Мерзляков Г.В., Благов С.Г., Власов О.Ю. // Известия РАН. 2018. № 1 (101). С. 94–102.
9. Липанов А.М., Русяк И.Г., Суфиянов В.Г., Королев С.А. Программный комплекс моделирования стрельбы с подвижного носителя // Известия РАН. 2019. № 3 (108). С. 111–119.
10. ГОСТ 20058-80 Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения. — М.: Государственный комитет СССР по стандартам. 53 с.
11. Малогабаритная управляемая вращающаяся ракета: пат. № 2561319 РФ/ А.А. Аксенов, Ю.Н. Жаров, В.Г. Гуцал, И.И. Лутай, С.Н. Воропаев, А.Ю. Одинцов; заявл. 25.04.2014; опубл. 27.08.2015. Бюлл. № 24.
12. Аэродинамика летательных аппаратов: Учебник для вузов по специальности «Самолетостроение» / Г.А. Колесников, В.К. Марков, А.А. Михайлов и др.; Под ред. Г.А. Колесникова. — М.: Машиностроение. 1993. 544 с.
13. Краснов Н.Ф., Боровский Е.Э., Хлупнов А.И. Основы прикладной аэро-газодинамики. В 2 к н. Кн. 1. Аэродинамика крыла (профиля), корпуса и их комбинаций: Учеб. пособие для техн. вузов / Под ред. Н.Ф. Краснова. — М.: Высш. шк. 1990. 336 с.
14. Микеладзе В.Г., Титов В.М. Основные геометрические и аэродинамические характеристики самолетов и ракет: Справочник. — М.: Машиностроение. 1990. 144 с.
15. Васильев В.В., Морозов Л.В., Шахов В.Г. Расчет аэродинамических характеристик ракет-носителей: Учеб. пособие / Самарский гос. аэрокосм. ун-т. — Самара. 2005. 88 с.
16. Лебедев А.С., Лисейкин В.Д., Хакимзянов Г.С. Разработка методов построения адаптивных сеток. Вычислительные технологии. Том 7. № 3. 2002. С. 29–43.
17. Бачурин А.Б., Русак А.М., Стрельников Е.В., Целищев В.А. Экспериментальные и теоретические исследования особенностей течения в регулируемых соплах с центральным телом // Вестник УГАТУ. — Уфа: УГАТУ. 2010. Т. 14. № 5 (40). С. 52–61.