

СПОСОБ ОПРЕДЕЛЕНИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК НЕУПРАВЛЯЕМЫХ ОБЪЕКТОВ

Татаренко Д.С.* , Шутов П.В.** , Ефанов В.В.*** , Роговенко О.Н.****

*Военно-воздушная академия им. профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина,
ул. Старых Большевиков, 54а, Воронеж, 394064, Россия*

** e-mail: denpeas@mail.ru*

*** e-mail: petr81-26@mail.ru*

**** e-mail: efanov55@mail.ru*

***** e-mail: oleg.rogovenko@mail.ru*

Рассматриваются вопросы баллистического обеспечения метания неуправляемых осесимметричных объектов, и анализируются существующие подходы к расчету их траектории при запуске с летательного аппарата (ЛА). Основным параметром, характеризующим движение неуправляемых объектов относительно центра масс, является угол нутации δ , начальное значение которого может достигать критических значений (порядка $\delta_0 = 30^\circ$) и зависит от сочетания условий его вылета, таких, как угол бросания λ_0 , скорость отделения, возмущения окружающей среды, вибрация пусковой установки и т.п. Для повышения точности решения задачи прицеливания на борту ЛА предлагается использовать полную баллистическую модель движения неуправляемого объекта, начальные условия для решения которой могут быть получены по предлагаемому способу определения баллистических характеристик неуправляемых объектов. Данный способ может быть реализован при условии наличия испытательного комплекса, состав и структура которого представлены в работе.

Ключевые слова: способ определения баллистических характеристик, информационно-вычислительная система, начальные условия, центр масс.

Состояние вопроса

Одним из ключевых аспектов повышения точностных характеристик неуправляемых объектов, запускаемых с летательных аппаратов (ЛА), является точность расчета их траекторий. Как известно, ядром полной математической модели движения баллистических объектов является система из 12 дифференциальных уравнений [1], для решения которой необходим целый набор средств, обеспечивающих ее численное функционирование. К ним относятся уравнения, описывающие параметры внешней среды, система инерционных, тяговых и аэродинамических характеристик баллистических объектов, а также данные о начальных и конечных условиях движения метаемых тел.

До недавнего времени низкое быстродействие вычислительной техники не позволяло получать решение дифференциальных уравнений движения неуправляемых объектов непосредственно на борту летательных аппаратов в процессе прицеливания. Однако при современном уровне развития бортовых цифровых вычислительных систем (БЦВС)

этот недостаток преодолен. Так, например, решение полной математической модели движения неуправляемых объектов реализовано в вычислителях всех современных самолетов и частично вертолетов для решения задач сбрасывания крупногабаритного груза. При этом следует ясно понимать, что для интегрирования системы дифференциальных уравнений должны быть известны начальные значения всех интегралов системы, и в первую очередь начальные условия движения неуправляемых объектов относительно центра масс.

Основным параметром, характеризующим движение неуправляемых объектов относительно центра масс, является угол нутации δ , начальное значение которого может достигать критических значений (порядка $\delta_0 = 30^\circ$) и зависит от сочетания условий его вылета, таких, как угол бросания λ_0 , скорость отделения, возмущения окружающей среды, вибрация пусковой установки и т.п. Наиболее сложную траекторию движения, обусловленную

наличием нутационных колебаний, имеют неуправляемые объекты, которым для обеспечения устойчивости придается вращательное движение относительно своей оси. Так, например, носик неуправляемого осесимметричного объекта, вращающегося относительно своей оси с высокой скоростью, совершает винтообразное движение вокруг оси, которая также является винтовой линией (рис. 1).

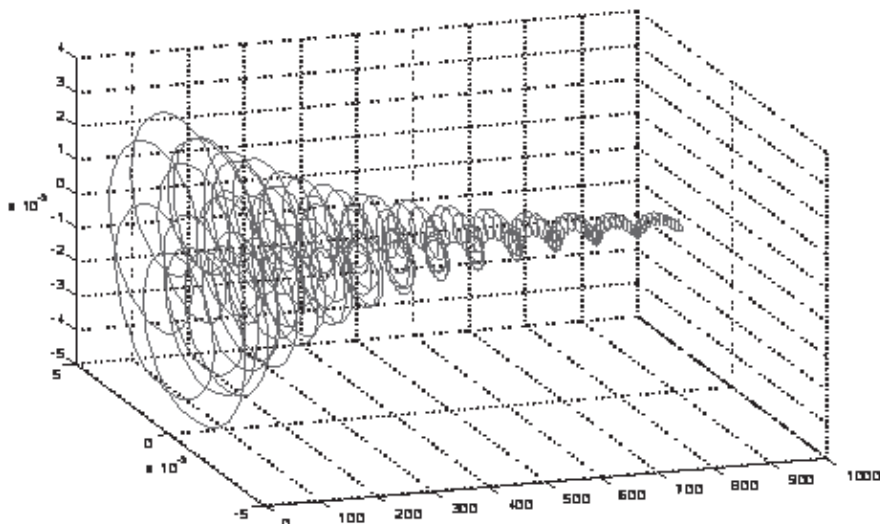


Рис. 1. Пространственная траектория носика неуправляемого осесимметричного объекта, вращающегося относительно своей оси

В [2] показано, что даже при условии абсолютной осевой симметрии метательной установки и неуправляемого осесимметричного объекта начальный угол нутации, вызванный только действием одной силы тяжести, будет отличен от нуля и составит $\delta_0 = 0,013^\circ$ (для объекта диаметром $d = 100$ мм при $V_{0r} = 1000$). Однако на практике данное условие не выполняется, и значение начального угла нутации будет зависеть от наличия зазора у переднего центрирующего утолщения, а также от статической и динамической неуравновешенности метаемого объекта. Полученное приближенное соотношение

$$\delta_{\max} = (30 \dots 45)\delta_0 \quad (1)$$

показывает, что δ_0 существенно влияет на нутационные колебания метаемого объекта.

Предлагаемый способ определения баллистических характеристик

В настоящее время при метании неуправляемых объектов в баллистических алгоритмах либо при-

меняется допущение о малости начальных углов нутации, либо используется некоторое среднее значение для типовых условий их применения, что закладывает определенную погрешность при решении задачи прицеливания.

Для получения экспериментальных зависимостей значений начального угла нутации неуправляемых объектов от условий их отделения от ЛА (вибрации, ветра, температуры, износа метательной

установки и т.д.) предлагается способ определения баллистических характеристик неуправляемых объектов [3–5], заключающийся в следующем:

- измеряются скорости неуправляемых объектов на основе фиксации временных интервалов при их пролете относительно двух разнесенных между собой неконтактных датчиков;

- формируется измерительное поле неконтактных датчиков в виде двухмерной сетки на основе выполнения конструкции неконтактных датчиков в виде двух линеек излучателей и фотоприемников, размещенных в вертикальной и горизонтальной плоскостях;

- определяются координаты пролета неуправляемых объектов на основе фиксации комбинации сработавших элементов фотоприемников;

- определяются углы нутации на основе измерения основных элементов движения неуправляемых объектов относительно центра массы, при этом на пути движения неуправляемых объектов устанавливается определенное количество неконтактных датчиков и определяются характерные размеры пробойн на основе сравнения комбинации сработавших элементов фотоприемников с заданными значениями;

— определяется динамика нутационного движения на основе измерения большой оси пробойны и времени пролета неуправляемых объектов относительно неконтактных датчиков;

— данные о результатах испытаний записываются в блок памяти, с выхода которого данные о результатах испытаний поступают на вычислитель, который определяет зависимость углов нутации от расстояния между точкой начала отсчета и соответствующим измерительным полем неконтактного датчика.

Структура и функционирование испытательного комплекса

Предлагаемый способ может быть реализован на базе информационно-вычислительной системы определения баллистических характеристик неуправляемых объектов (рис. 2), которая содержит метательную установку 1, метательное устройство 2, неуправляемые объекты 3, разнесенные в пространстве n -неконтактные датчики 4, блок определения баллистических характеристик неуправляемых объектов 5, блок обработки сигналов 6, кнопку «Пуск» 7.

Блок 5 определения баллистических характеристик неуправляемых объектов содержит n блоков определения параметров движения неуправляемых объектов, которые, в свою очередь, включают в себя блоки определения скорости и координат пролета неуправляемых объектов и блоки идентификации вида пробойн.

Перед проведением эксперимента на первый неконтактный датчик 4 наклеивается картон, с центром прицеливания в виде перекрестия, в метательное устройство вставляется прибор для установление правильного прицела и производится наводка метательного устройства на центр перекрестия. Затем проводятся эксперименты.

В момент пролета неуправляемых объектов относительно первого из n неконтактных датчиков 4 срабатывает определенная комбинация чувствительных элементов линейки фотоприемников 9. Сигналы с выходов фотоприемников первого датчика поступают одновременно на запуск измерительных приборов.

В момент пролета неуправляемого объекта относительно второго датчика срабатывает следующая комбинация чувствительных элементов линейки

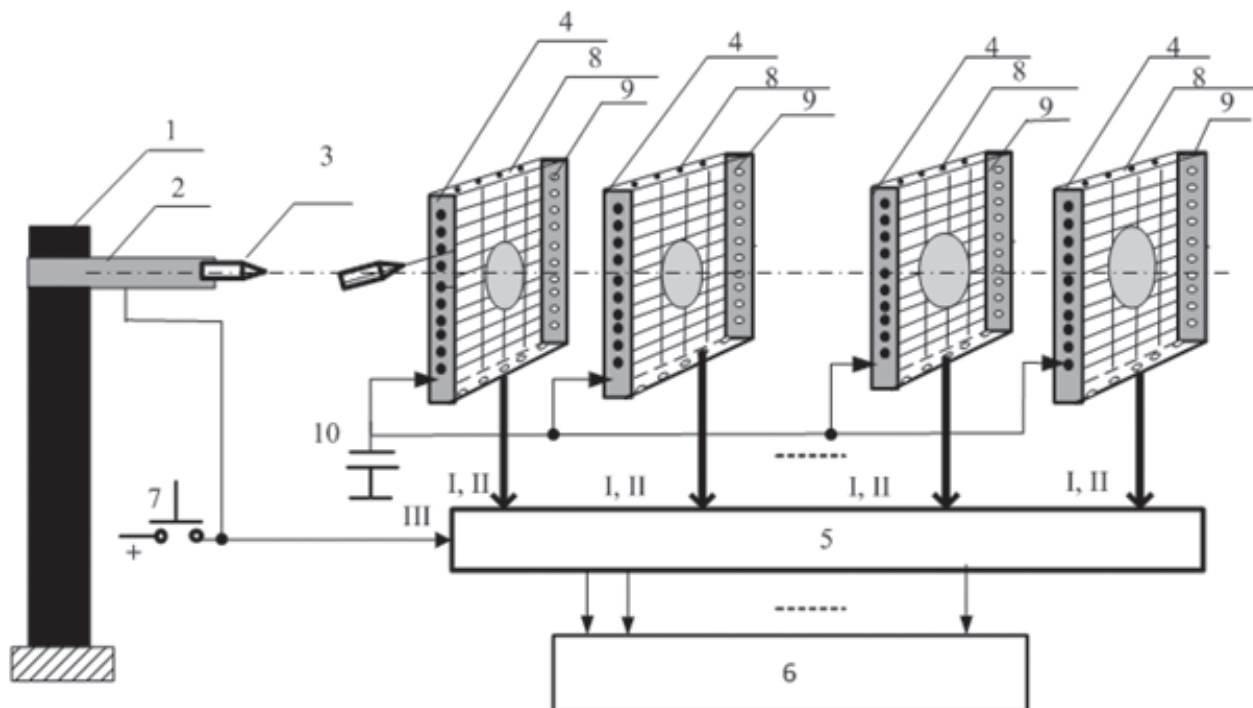


Рис. 2. Общий вид информационно-вычислительной системы определения баллистических характеристик неуправляемых объектов

Конструкция неконтактных датчиков выполнена в виде двух линеек перпендикулярно излучающих диодов 8 и фотоприемников 9, при этом излучающие диоды подсоединены к источнику питания 10.

фотоприемников. Сигналы с выходов фотоприемников второго датчика поступают одновременно на остановку измерительных приборов и на входы второго блока логики. Каждый из n блоков определения параметров движения неуправляемых объектов (входящих в состав блока 5), определяет

время и скорость пролета неуправляемых объектов относительно двух неконтактных датчиков и осуществляет идентификацию вида пробоин.

Скорость движения неуправляемого объекта определяется блоком определения скорости и координат пролета неуправляемых объектов на основе фиксации временного интервала при их пролете относительно двух датчиков. Таким образом обеспечивается определение скоростей движения неуправляемых объектов на всей баллистической трассе.

Координаты пролета неуправляемых объектов определяются на основе формирования двумерной измерительной сетки неконтактными датчиками 4 и фиксации комбинации сработавших линеек фотоприемников 9 при пролете неуправляемых объектов.

Вид пробоин, формируемых неуправляемыми объектами, определяется на основе сравнения комбинаций сработавших элементов фотоприемников неконтактных датчиков с эталонными значениями в блоках идентификации вида пробоин.

Неуправляемый объект формирует на измерительных двумерных сетках отчетливые пробоины, в общем случае в виде овалов, при совпадении оси неуправляемого объекта с вектором скорости центра масс (угол нутации $\delta = 0$) пробоина имеет форму окружности. Появление угла нутации приводит к увеличению размера пробоины в направлении отклонения оси неуправляемого объекта от касательной к траектории.

Для определения угла нутации по большому размеру пробоины предварительно строится график зависимости

$$\delta = f(l), \quad (2)$$

где l — проекция неуправляемого объекта на плоскость.

При достаточно большом количестве неконтактных датчиков, размещенных на сравнительно коротком участке баллистической трассы, можно получить характер изменений угловых скоростей нутационного движения $\dot{\delta}(t)$ и опытные зависимости:

$$\delta = F_1(x); \quad (3)$$

$$\delta = f_1(t), \quad (4)$$

где x — расстояние от некоторого начала отсчета до соответствующего датчика; t — время полета неуправляемого объекта.

Оценка влияния начального угла нутации на точность метания неуправляемых объектов

Полная система уравнений движения неуправляемых объектов содержит 12 дифференциальных уравнений, шесть из которых характеризуют движение центра масс неуправляемых объектов и определяются в стартовой системе координат (СК), а шесть — движение относительно центра масс и определяются в аксиальной СК.

Кинематические уравнения движения неуправляемых объектов относительно центра масс, необходимые для вычисления углов β , α , γ , имеют следующий вид:

$$\begin{aligned} \dot{\beta} &= \frac{1}{\cos \alpha} \left[(\dot{\phi} \sin \lambda \cos \beta - \dot{\lambda} \sin \beta) \sin \alpha + \omega_{ya} \right] - \dot{\phi} \cos \lambda; \\ \dot{\alpha} &= -\dot{\phi} \sin \lambda \sin \beta - \dot{\lambda} \cos \beta + \omega_{za}; \end{aligned} \quad (5)$$

$$\dot{\gamma} = -\frac{1}{\cos \alpha} (\dot{\phi} \sin \lambda \cos \beta - \dot{\lambda} \sin \beta + \sin \alpha \omega_{ya}) + \omega_{xa},$$

где α , β — углы, характеризующие положение строительной оси неуправляемого объекта в траекторной СК (углы перехода от траекторной СК к аксиальной); γ — угол, определяющий положение неуправляемого объекта в аксиальной СК (угол крена); ω_{xa} , ω_{ya} , ω_{za} — проекции вектора абсолютной угловой скорости вращения неуправляемого объекта на оси аксиальной СК.

Для построения полной математической модели динамики движения неуправляемого объекта, кроме указанной выше системы уравнений, должны быть еще сформулированы уравнения параметров атмосферы, подобран набор необходимых аэродинамических и инерционных характеристик, а также заданы следующие начальные условия:

$$\begin{aligned} t = 0, \quad v = v_0, \quad \lambda = \lambda_0, \quad \phi = 0, \quad x = 0, \quad y = y_0, \quad z = 0, \\ \omega_{xa} = \omega_{xa0}, \quad \omega_{ya} = \omega_{ya0}, \quad \omega_{za} = \omega_{za0}, \quad \alpha = \alpha_0, \\ \beta = \beta_0, \quad \gamma = \gamma_0. \end{aligned} \quad (6)$$

Качественный анализ движения неуправляемых объектов относительно центра масс и получение приближенных аналитических решений производятся на основе использования СК Резаля $OX_p Y_p Z_p$ (условно — система «P»), которая имеет началом центр масс неуправляемого объекта, а ось X_p направлена по его продольной оси (рис. 3).

Данная СК получается в результате поворота траекторной системы координат на два угла. Сна-

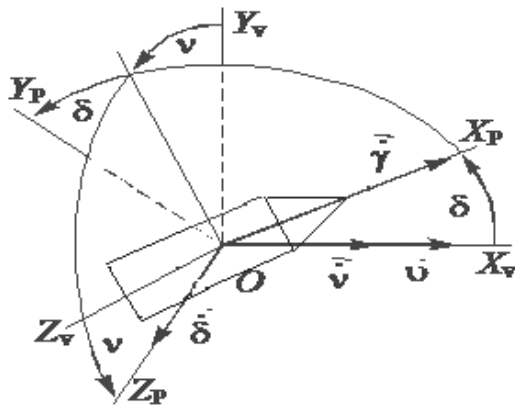


Рис. 3. Базис Резаля

чала поворачиваем ее на угол прецессии ν относительно оси X , затем поворачиваем на угол нутации δ относительно оси Z_p .

Поскольку для малых α и β верны соотношения

$$\delta = \sqrt{\alpha^2 + \beta^2}; \nu = -\arctg \frac{\beta}{\alpha}; \alpha = \delta \cos \nu; \beta = -\delta \sin \nu, \quad (7)$$

то при расчетах начальный угол нутации δ_0 неуправляемого объекта задается через возмущение начальных условий, т. е. начальные углы атаки α_0 и скольжения β_0 объекта, по следующим формулам:

$$\alpha_0 = \delta_0 \cos \nu_0; \quad (8)$$

$$\beta_0 = -\delta_0 \sin \nu_0, \quad (9)$$

где ν_0 — угол прецессии неуправляемого объекта, который в общем случае может быть любым: $-180^\circ \leq \nu_0 \leq 180^\circ$.

Оценим влияние начального угла нутации на точность решения задачи прицеливания при метании неуправляемого объекта из неподвижной установки в следующих условиях: высота пуска

$H = 200$ м, скорость ЛА $V = 360$ м/с, угол пикирования $\lambda_V = -10^\circ$, угол атаки $\alpha_A = 5^\circ$.

В практике составления баллистических алгоритмов используется допущение о малости начальных углов нутации (до 10°), которые принимаются равными нулю. Однако при метании 30-миллиметровых неуправляемых осесимметричных объектов, вращающихся относительно своей оси и имеющих начальные углы нутации, не превышающие 10° , на дальность 1500—2000 м наблюдается их разброс по дальности до 170 м и боковому отклонению до 20 м. На рис. 4 представлены траектории движения неуправляемого объекта с начальным углом нутации в горизонтальном базисе.

Из анализа полученных кривых можно сделать вывод о том, что случайно заданный начальный угол нутации оказывает существенное влияние на значения индивидуальных характеристик рассеивания неуправляемых объектов.

Более удручающую картину можно наблюдать при оценке влияния начальных углов нутации на точность решения задачи прицеливания при пуске неуправляемого летательного аппарата на твердотопливном двигателе (НЛАТТД) [6], поскольку после выхода из блока НЛАТТД имеет маленькую

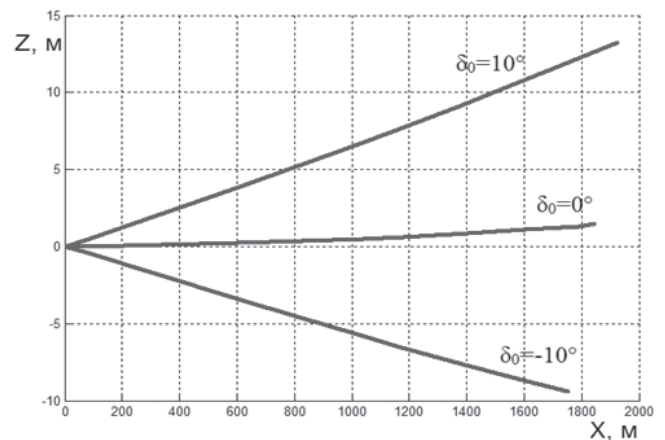


Рис. 4. Траектория неуправляемого объекта в горизонтальном базисе при различных значениях δ_0

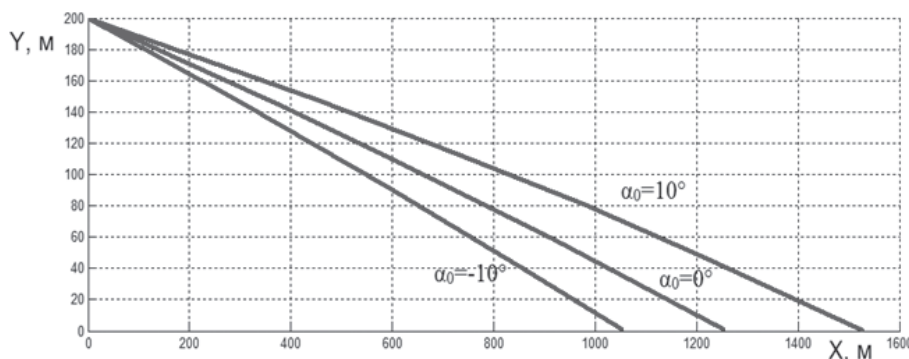


Рис. 5. Графики траектории полета НЛАТТД в плоскости бросания при различных значениях начального угла атаки

угловую скорость вращения и скорость отделения от ЛА.

На рис. 5 представлены траектории движения НЛАТТД при различных начальных значениях угла атаки.

Выводы

Проведенные расчеты показывают, что в процессе отделения неуправляемых объектов от ЛА на них оказывают воздействие ряд случайных факторов, таких, как вибрация пусковой установки, состояние атмосферы, температура, износ метающего устройства и т.д., которые необходимо учитывать в бортовом баллистическом алгоритме в виде начальных углов атаки и скольжения неуправляемых объектов. Однако применение такого подхода затруднено из-за отсутствия технических возможностей, позволяющих еще до пуска определить угловые возмущения, которые получит неуправляемый объект в момент отделения от ЛА.

Предлагаемый способ определения баллистических характеристик неуправляемых объектов позволит в полигонных условиях получить зависимости начального угла нутации неуправляемых объектов от различных условий их пуска. Полученные экспериментальные зависимости могут быть использованы для получения точных начальных условий, необходимых при интегрировании дифференциальных уравнений полной баллистической модели движения неуправляемых объектов.

Библиографический список

1. Богословский С.В., Дорофеев А.Д. Динамика полета летательных аппаратов: Учеб. пособие. — СПб.: СПбГУАП, 2002. — 64 с.
2. Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н. Внешняя баллистика: Учебник для студентов вузов. — 4-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 2005. — 608 с.
3. Правидло М.Н., Корижин О.В. Методика расчета интерференционных аэродинамических грузов, отделяемых от летательного аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т.21. № 5. С. 13-18.
4. Правидло М.Н. Комплексный анализ системы старта и отделения авиационных управляемых ракет // Вестник Московского авиационного института. 2010. Т.17. № 4. С. 17-25.
5. Должиков В.И., Николаев А.В. Определение аэродинамических характеристик вращающегося летательного аппарата при неуправляемом полете с помощью систем инженерного анализа // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т.22. № 3. С. 47-53.
6. Вытришко Ф.М., Гуляев Н.Н. Совершенствование канонической баллистической модели движения неуправляемой ракеты с целью учета движения ее вокруг центра масс // Труды МАИ. 2013. № 71. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=46808>

UNCONTROLLED OBJECTS BALLISTIC CHARACTERISTIC CALCULATION TECHNIQUE

Tatarenko D.S.* , Shutov P.V.** , Efanov V.V.*** , Rogovenko O.N.****

*Air force academy named after professor N.E. Zhukovskii and Yu.A. Gagarin,
54a, Sarykh Bol'shevikov str., Voronezh, 394064, Russia*

* e-mail: denpeas@mail.ru

** e-mail: petr81-26@mail.ru

*** e-mail: efanov55@mail.ru

**** e-mail: oleg.rogoenko@mail.ru

Abstract

The paper considers the current state-of-the-art of uncontrolled axisymmetric object throwing together ballistic support, and analysis of the existing techniques for their trajectory calculation when launched from an aerial vehicle (AV). The main parameter specifying uncontrolled object motion relative to the center of mass is nutation angle δ , which initial value can achieve the threshold values (about $\delta_0 = 30^\circ$) and depends on

combinations of its projection, such as angle of throwing λ_0 , separation velocity, environment disturbance, launcher vibration etc.

To improve accuracy of the problem solution aboard an AV, we suggested to use full ballistic motion model during its separation from the carrier, and the initial conditions to solve it could be obtained according to the ballistic characteristic determination technique of uncontrolled objects being offered. This technique can

be implemented under condition of availability of testing system, which make-up and structure are presented in the paper.

Main advantage of the testing system is implementation of proximity sensors comprising a set of sectors realized in the form of perpendicular arranged rows of photo-detectors and radiating elements.

The paper presents for uncontrolled object motion trajectory with initial nutation angle computation results, which show that when throwing 30-millimeter uncontrolled axisymmetric objects rotating about its axis with initial nutation angle values not-to-exceed 10° to a range of 1500-2000 m, the range spread up to 170 m and lateral deviation spread up to 20 m are observed.

In range environment, the proposed technique for ballistic characteristic determination of uncontrolled objects enables to obtain dependences of initial uncontrolled object nutation angles versus different conditions of their launch. The resulting experimental dependences can be utilized to obtain accurate initial conditions required when integrating differential equations of full ballistic motion model for uncontrolled objects.

Keywords: ballistic characteristics determination method, information and computer system, initial conditions, center of masses.

References

1. Bogoslovskii S.V., Dorofeev A.D. *Dinamika poleta letatel'nykh apparatov* (Aircraft flight dynamics), St.-Petersburg, SPbGUAP, 2002, 64 p.
2. Dmitrievskii A.A., Lysenko L.N. *Vneshnyaya ballistika* (External ballistics), Moscow, Mashinostroenie, 2005, 608 p.
3. Pravidlo M.N., Korizhin O.V. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2014, vol. 21, no. 5, pp. 13-18.
4. Pravidlo M.N. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2010, vol. 17, no. 4, pp. 17-25.
5. Dolzhikov V.I., Nikolaev A.V. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2015, vol. 22, no. 3, pp. 47-53.
6. Vytrishko F.M., Gul'tyaev N.N. *Trudy MAI*, 2013, no. 71, available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/eng/published.php?ID=46808> (accessed 24.05.2016).