

УДК 53.072.001.57

Моделирование динамики движения объектов гладкой баллистики при решении задач летных испытаний авиационных комплексов

Николаев С.В.^{1*}, Баранцев С.М.^{2}, Колодежнов В.Н.^{2**},
Шатовкин Р.Р.^{2***}, Купряшкин И.Ф.^{2**}**

¹929-й Государственный лётно-испытательный центр Министерства обороны имени В.П.Чкалова, Астраханская обл., Ахтубинск, 416500, Россия

²Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), ул. Старых Большевиков, 54А, Воронеж, 394064, Россия

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

***e-mail: bars4558@mail.ru*

****e-mail: shatovkin@yandex.ru*

Аннотация

Статья посвящена разработке математической модели движения авиационных бомб гладкой баллистики для определения возможностей бомбометания. Математическая модель построена на численном решении системы дифференциальных уравнений, учитывающих баллистические характеристики авиационных бомб, их кинематические и гравитационные параметры. Баллистические характеристики определяют аэродинамические свойства авиационных средств поражения, которые оказывают существенное влияние на параметры их траектории и вводятся в прицелы бомбометания при определении углов прицеливания. На основе данной математической модели разработана программа для ЭВМ, предназначенная для моделирования движения авиационных

средств поражения гладкой баллистики после сброса с самолета-носителя. Программа может использоваться при научно-методическом сопровождении испытаний авиационной техники, планировании летных испытаний, расчете параметров движения авиационных средств поражения. Оценка достоверности результатов моделирования проводилась путем сравнения полученных результатов с данными баллистических таблиц. Полученное расхождение в пределах, не превышающих 5 %, позволяет рекомендовать разработанное программное обеспечение для оценки боевых возможностей авиационных комплексов при атаке наземных целей в ходе проведения летных испытаний. Полученные решения положены в основу метода исследования баллистических характеристик авиационных средств поражения и расчетно-экспериментального метода определения боевых возможностей авиационных комплексов при атаке наземных целей в ходе летных испытаний.

Ключевые слова: моделирование, авиационные бомбы, летные испытания, баллистика.

Введение

В настоящее время натурный эксперимент является затратным, но основным методом испытаний авиационных комплексов. На протяжении нескольких десятилетий в испытательных организациях с разной степенью успеха ведутся работы по внедрению альтернативных методов испытаний в виде полунатурного и математического моделирования [1 – 8].

Использование моделирования особенно актуально при определении возможностей авиационных комплексов по применению тех или иных авиационных средств поражения (АСП) ввиду дороговизны этих изделий и затрат на их реальные сбросы. Кроме того, из-за ограничений программы испытаний по количеству летных экспериментов далеко не всегда удастся набрать необходимое число реализаций. Требуют так же внимания вопросы обработки и анализа материалов испытаний с учетом возможных «промахов» и отказов, расчета безопасных условий испытаний с целью оценки области возможных атак и режима «увод» от осколков собственных АСП [9].

Учитывая стоимость авиационных тренажеров и специфику испытательной работы, для решения некоторых задач летных испытаний целесообразно иметь достаточно простую и точную математическую модель, а для расчетов – ее программную реализацию.

В настоящей статье на примере АСП гладкой баллистики рассмотрена математическая модель его движения после сброса с самолета-носителя, составленная на основе анализа открытых источников [10 – 12]. При необходимости использования более точных моделей аэродинамики ЛА и АСП используются методы идентификации [13, 14]. Программная реализация математической модели с удобным графическим интерфейсом создана с использованием языка С# [15 – 16], который позволяет создавать приложения, применимые, в том числе и для выполнения научных расчетов.

Постановка задачи

При формулировке задания на испытательный полет с целью оценки возможности применения АСП среди многочисленных инструкций летчику должны быть указаны:

- ограничения режимов полета по минимальной и максимальной скорости, перегрузке, углу атаки при заданных вариантах загрузки и конфигурации, в соответствии с заключением Главного конструктора самолета-носителя по флаттеру, прочности, устойчивости и управляемости;

- вероятное отклонение АСП от точки прицеливания для конкретного прицельного устройства или зона вероятного падения;

- ограничения по условиям применения АСП;

- радиус разлета осколков АСП, минимальная безопасная высота пролета над местом разрыва боеприпаса, исключающая поражение самолета-носителя и самолета обеспечения, высота увода с опасной высоты для установки ее на индикаторе радиовысотомера с учетом окончания вывода;

- высота в нижней точке траектории при применении с пикирования, минимальная безопасная высота начала вывода самолета-носителя из атаки;

При этом относительное время падения АСП являются основными характеристиками, которые требуется рассчитать перед выполнением полета [17, 18]. Для обеспечения требований безопасности в процессе выполнения испытательных полетов в интересах оценки возможностей авиационных комплексов при применении АСП и моделирования движения самого АСП после сброса необходимо разработать математическую модель динамики движения АСП и ее программную реализацию.

Математическая модель динамики движения АСП

При бомбометании в условиях стандартной атмосферы баллистические элементы (A , Δ , T) являются функциями условий сброса (H , V) и баллистических характеристик бомбы (λ , θ) [9].

Баллистические характеристики определяют аэродинамические свойства АСП, которые оказывают существенное влияние на параметры их траектории и вводятся в прицелы бомбометания при определении углов прицеливания [10].

В математической модели динамики движения АСП учитываются баллистические характеристики существующих АСП и принадлежность их к тому или иному закону сопротивления.

Составляющие траектории движения АСП определяются в результате решения следующей системы дифференциальных уравнений:

$$\frac{du}{dt} = -Eu - \frac{uw}{R_3 + y}, \quad (1)$$

$$\frac{dw}{dt} = -Ew - g_0 \left(\frac{R_3}{R_3 + y} \right)^2 + \frac{u^2}{R_3 + y}, \quad (2)$$

$$\frac{dx}{dt} = \frac{R_3}{R_3 + y} u, \quad (3)$$

$$\frac{dy}{dt} = w. \quad (4)$$

Приведенные выражения содержат следующие элементы:

u , w – горизонтальная и вертикальная составляющие вектора скорости АСП, м/с;

R_3 – средний радиус Земли, м;

g_0 – среднее ускорение свободного падения на уровне моря, м/с²;

x, y – координаты центра масс АСП (y – высота над уровнем моря);

$E = c \frac{\pi \rho_{N0}}{8000} H_N(y) v c_{xэ}(M)$ – функция сопротивления;

c – баллистический коэффициент АСП;

ρ_{N0} – плотность воздуха на уровне моря, кг/м³;

$v = \sqrt{u^2 + w^2}$ – вектор скорости АСП, м/с;

$c_{xэ}(M)$ – коэффициент закона сопротивления;

$H_N(y) = \left(1 + \frac{\Lambda_{N1}}{T_{N0}} y\right)^{-\frac{g_0}{R_0 \Lambda_{N1}} - 1}$ – нормированная плотность воздуха на высоте y над

уровнем моря;

Λ_{N1} – высотный градиент температуры $\Lambda_N = \frac{dT_N(y)}{dy}$ для первого слоя атмосферы;

T_{N0} – температура воздуха на уровне моря, К;

R_0 – удельная газовая постоянная, Дж/(кгК);

$M = \frac{v}{a_N(y)}$ – число М;

$a_N(y) = \sqrt{k R_0 T_N(y)}$ – скорость звука на высоте y над уровнем моря, м/с;

k – показатель адиабаты;

$T_N(y) = T_{N0} + \Lambda_{N1} \cdot y$ – температура воздуха на высоте $y < 11000$ м над уровнем моря, К.

Начальными условиями для интегрирования системы дифференциальных уравнений являются:

$$t = 0; u = V_1 \cos \lambda_0 + v_{om} \sin \lambda_0; w = V_1 \sin \lambda_0 - v_{om} \cos \lambda_0; x = 0; y = y_0,$$

где V_1 – скорость самолета - носителя в момент сброса АСП, м/с; λ_0 – угол кабрирования (или пикирования) самолета - носителя в момент сброса АСП; y_0 – высота бомбометания над уровнем моря, м; v_{om} – скорость отделения АСП от балочного держателя, м/с.

Конечным условием интегрирования является: $y = y_c$, где y_c – высота конечной точки траектории АСП над уровнем моря, м.

В момент, когда выполняется условие $y = y_c$, рассчитываются характеристики траектории движения АСП в точке падения:

$$T = t_c \text{ – время падения АСП, с;}$$

$$A = x_c \text{ – относ АСП, м;}$$

$$v_c = \sqrt{u_c^2 + w_c^2} \text{ – конечная скорость АСП, м/с;}$$

$$\lambda_c = \arctg \frac{w_c}{u_c} \text{ – угол падения АСП, рад;}$$

$\Delta_\delta = V_1 T \cos \lambda_0 - A$ – отставание бомбы от самолета – носителя (в предположении о равномерном прямолинейном полете самолета – носителя после сброса АСП), м.

При интегрировании уравнений движения АСП принимаются следующие допущения:

- Земля является сферой с радиусом $R_3 = 6371210$ м;

- вращение Земли отсутствует;
- атмосфера неподвижна относительно земной поверхности;
- характеристики атмосферы соответствуют таблице Временной стандартной атмосферы (ВСА-60):

$$g_0 = 9,80665 \text{ м/с}^2; \rho_{No} = 1,225 \text{ кг/м}^3; T_{No} = 288,16, \text{ К};$$

$$k = 1,4; R_0 = 287,039 \text{ Дж/кгК}; y_{N1} = 11000, \text{ м}; \Lambda_{N1} = -6,51122 \cdot 10^{-3}.$$

Программная реализация

Разработанная программа предназначена для моделирования движения АСП гладкой баллистики после сброса с самолета-носителя и может использоваться при научно-методическом сопровождении испытаний авиационной техники, планировании летных испытаний, расчете параметров движения АСП [19].

Программа обеспечивает выполнение следующих функций:

- моделирование движения АСП после сброса с самолета - носителя;
- расчет характеристик АСП: относ, время падения, скорость, угол наклона траектории;
- задание любых условий полета самолета - носителя в момент сброса АСП;
- графическое построение параметров траектории движения АСП;
- сохранение графиков в форматах bmp, jpg, png;
- экспорт результатов расчетов в формат Excel.

Интерфейс разработанной программы представлен на рисунке 1.

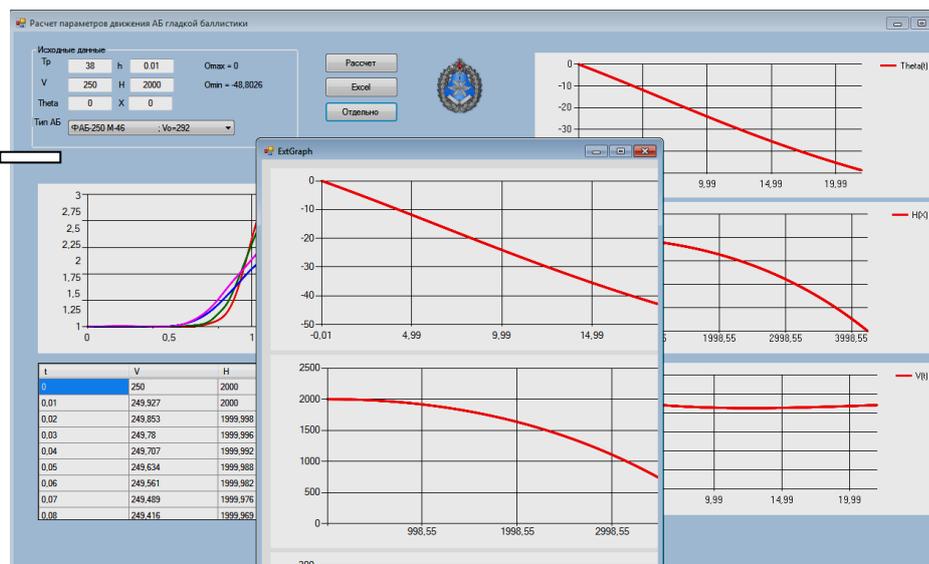


Рисунок 1 – Интерфейс программы моделирования

Оценка достоверности результатов моделирования

Оценка достоверности результатов моделирования проводилась путем сравнения полученных результатов с данными баллистических таблиц (БТ). Результаты моделирования и данные баллистических таблиц представлены в таблице 1.

Таблица №1 – Результаты моделирования и данные баллистических таблиц

H, м	V, км/ч	Тангаж, град	Относ, м	
			Баллистическая таблица	Расчет
1000	500	0	1886	1822
	1000	0	3298	3290
3000	500	-30	2222	2061
	1000	-30	3166	3085
1000	500	-60	436	448
	1000	-60	520	529
3000	500	-60	1044	1005
	1000	-60	1365	1356

Анализ представленных материалов позволяет утверждать, что расхождение результатов при расчете относ. АСП с использованной изложенной методики и данными баллистических таблиц не превышают 5 %.

Выводы

В результате работы разработаны математическая модель динамики движения авиационного средства поражения гладкой баллистики и программа для ЭВМ, позволяющая оценить влияние конструктивных и эксплуатационных факторов на основные баллистические характеристики.

Полученные решения положены в основу метода исследования баллистических характеристик АСП и расчетно-экспериментального метода определения боевых возможностей авиационных комплексов при атаке наземных целей в ходе летных испытаний [20].

Библиографический список

1. Ефремов А.В., Оглоблин А.В., Тихонов В.Н. Применение моделирующей рабочей станции для прогнозного оценивания пилотажных качеств самолетов // Научные чтения по авиации ВВИА им. Н.Е. Жуковского, посвященных памяти Н.Е. Жуковского. Тезисы докладов. (26-27 ноября 2003, Москва).- М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 2003. С. 87 - 89.
2. Efremov A.V., Koshelenko A.V., Tjaglik M.S., Tjaglik A.S. The ways for improvement of agreement between in-flight and ground-based simulation for evaluation of handling qualities and pilot training // 29th Congress ICAS, (St. Peterburg, 7-12 September 2014),

avallable

at:

http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2014/data/papers/2014_0165_paper.pdf

3. Korsun O.N., Nikolaev S.V., Pushkov S.G. An algorithm for estimating systematic measurement errors for air velocity, angle of attack, and sliding angle in flight testing // Journal of Computer and Systems Sciences International, 2016, vol. 55, no. 3, pp. 446 - 457.

4. Костин П.С., Верещагин Ю.О., Волошин В.А. Программно-моделирующий комплекс для полунатурного моделирования динамики маневренного самолета // Труды МАИ. 2015. № 81. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=57735>

5. Milne-Thomson L.M. Theoretical aerodynamics, Courier Corporation, 2012, 464 p.

6. Schutte A., Einarsson G., Raichle A., Schoning B., Monnich W., Forkert T. Numerical Simulation of Maneuvering Aircraft by Aerodynamic, Flight Mechanics, and Structural Mechanics Coupling // Journal Aircraft, 2009, vol. 46, no. 1, pp. 53 - 64.

7. Ericsson L.E., Critical issues in high-alpha vehicle dynamics // in Proceedings of the 9th Applied Aerodynamics Conference, Fluid Dynamics and Co-located Conference. AIAA-91-3221, Baltimore, 1991.

8. Lin G.F., Lan C.E., Brandon J. A Generalized Dynamic Aerodynamic Coefficient Model for Flight Dynamics Application // 22nd Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, AIAA-1997-3643, New Orleans, 1997.

9. Николаев С.В., Меренцов Д.С., Скрынников А.А., Спиринов В.В. Моделирование режима увода самолёта-носителя от осколков авиационных средств поражения при бомбометании с пикирования // Труды ГосНИИАС. Серия: Вопросы авионики. 2017. № 3 (32). С. 3 - 10.

10. Гладков Д.И., Балуев В.М., Меменцов П.А. и др. Боевая авиационная техника: Авиационное вооружение. - М.: Воениздат, 1987. - 279 с.
11. Дорофеев А.Н., Морозов А.П., Саркисян Р.С. Авиационные боеприпасы. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1978. - 445 с.
12. Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н. Внешняя баллистика. - М.: Машиностроение, 2005. - 608 с.
13. Main R.E., Piff K.W. Identification of Dynamic Systems: Theory and Formulation. NASA Reference Publication 1138, USA, 1985, 137 p.
14. Klein V., Morelli E. Aircraft System Identification. Theory and Practice. Reston: AIAA, 2006, 484 p.
15. Албахари Д., Албахари Б. C# 6.0. Справочник. Полное описание языка. - М.: Вильямс, 2016. - 1040 с.
16. Matthew MacDonald. Pro WPF in C# 2008: Windows Presentation Foundation with .NET 3.5, 2008, 1040 p.
17. Формалев В.Ф., Ревизников Д.Л. Численные методы. - М.: ФИЗМАТЛИТ, 2004. - 400 с.
18. Strang Gilbert. Computational Science And Engineering. Wellesley-Cambridge, 2007, 727 p.
19. Балаганский А.А., Мержиевский Л.А. Действие средств поражения и боеприпасов. - Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2004. - 408 с.
20. Анцелиович Л.Л. Надёжность, безопасность и живучесть самолёта. - М.: Машиностроение, 1985. - 194 с.