

УДК 629.7.062

В.М. ВАРТАНЯН, В.О. ЧЕРАНОВСКИЙ, АЛЬ ДАХЕРИ АЛИ МОХАМЕД*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА ФИЗИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ДЛЯ СОЗДАНИЯ НОВЫХ ОБРАЗЦОВ БЕСПИЛОТНОЙ ТЕХНИКИ

Рассматривается один из важнейших этапов при разработке нового беспилотного летательного аппарата - уточнение математической модели по результатам летных экспериментов. Предложено расширение эффективности метода физического моделирования за счет интеграции в состав системы управления беспилотным летательным аппаратом современных вычислительных средств и средств сбора полетной информации. Данный метод был применен на динамически подобной модели беспилотного летательного аппарата во время проведения наземных и летных экспериментов по получению аэродинамических характеристик проектируемого изделия и подтвердил эффективность выбранной методики.

Ключевые слова: метод физического моделирования, беспилотный летательный аппарат, опережающие летные исследования, математическое моделирование режимов полета.

Введение

Метод физического моделирования с использованием беспилотных летательных аппаратов (БЛА) является проверенным инструментом изучения новых аэродинамических компоновок БЛА, а так же способов управления ними. Современный этап развития авиационной науки и техники предоставляет новые возможности для использования метода физического моделирования, что в свою очередь ускоряет создание новых образцов беспилотной авиационной техники. Расширение эффективности метода физического моделирования возможно за счет интеграции в состав системы управления БЛА современных вычислительных средств и средств сбора полетной информации. Быстрое и эффективное решение задачи создания такого БЛА в рамках одной проектной организации возможно только при наличии замкнутого технологического цикла, что, как известно, требует достаточно больших материальных затрат. Подход на основе метода физического моделирования позволяет существенно сократить сроки и стоимость процесса создания нового БЛА. Поэтому важной научно-практической задачей создания новых образцов БЛА является внедрение новых методов построения, подготовки и проведения летных экспериментов на основе дальнейшего развития метода физического моделирования.

Анализ современного состояния беспилотных технологий и выделение нерешенной проблемы

Современное состояние мирового рынка БЛА характеризуется глобальным доминированием североамериканских авиационных компаний. По оценке

журнала Aviation Week & Space Technology [1, 2] за январь 2010 года они занимают более 66% этого быстро растущего рынка. Если рассмотреть в процентном отношении количество разработанных и производимых на сегодня БЛА то по оценке международной ассоциации беспилотных авиационных систем (UAS: The Global Perspective. 2008/2009) на долю США придется 35%, Франции – 6.67%, Англии – 5.24%, Германии – 3.7%, Израиля – 7.39%, Китая – 2.87%, России – 5.44%, Украины – 0.31%, ОАЭ – 0.62% [2].

Такое неравномерное развитие беспилотных технологий требует особого внимания к снижению сроков и стоимости разработки новых образцов БЛА для ликвидации сложившейся диспропорции в мировом разделении труда. Это возможно за счет использования возможностей метода физического моделирования для проведения опережающих летных исследований новых аэродинамических компоновок и средств управления ими.

Стандартная итерационная процедура проведения опережающих летных исследований с помощью свободнолетающих динамически подобных моделей приведена на рис 1.

Постановка задачи

Одним из важнейших этапов при разработке нового БЛА с учетом метода физического моделирования является уточнение математической модели БЛА по результатам летных экспериментов. Это позволяет производить опережающее выявление летно-технических возможностей БЛА, поиск и устранение возможных отдельных дефектов динамики

и управляемости, а также изучение опасных форм свободного движения этих БЛА в полете.

Решение данной проблемы было и остается важной и полностью не решенной задачей в области динамики полета, управления и летных испытаний летательных аппаратов самолетного типа.

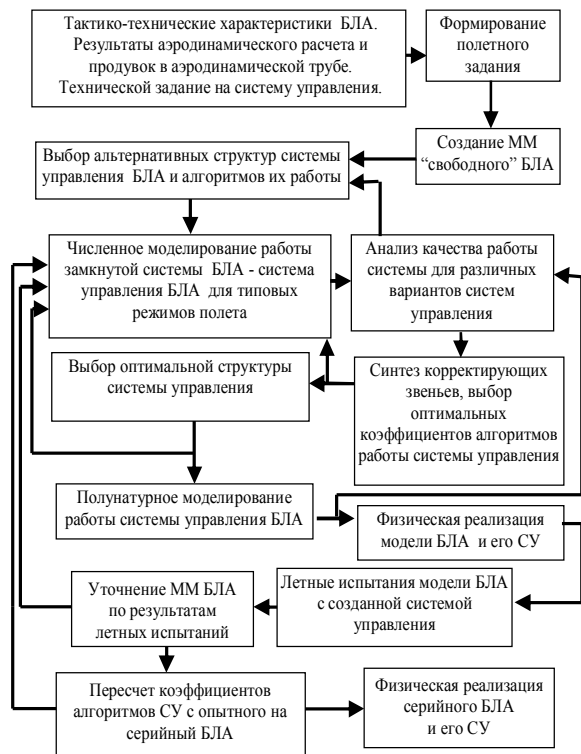


Рис. 1. Итерационная процедура разработки нового БЛА с учетом метода физического моделирования

Экспериментальное определение характеристик БЛА Y-R методом физического моделирования

Метод физического моделирования был применен в компании АДКОМ, г. Абу-Даби, ОАЭ, во время создания БЛА Y-R, основные летно-технические характеристики которой приведены в табл. 1. С этой целью была спроектирована и построена его динамически подобная модель БЛА Y-H в масштабе 0,5 (рис. 2). На модели была проведена серия как наземных, так и летных экспериментов по получению аэродинамических характеристик проектируемого изделия. Эти эксперименты позволили существенно уточнить математическую модель (ММ) поведения динамической системы БЛА-САУ до проведения первого полета изделия Y-R. Компонентная схема БЛА Y-R приведена на рис. 3.

Эксперименты на динамически подобной модели БЛА Y-H проводились в два этапа. На первом был разработан и изготовлен стенд для наземной проверки балансирующих характеристик, величины подь-

емной силы и динамической устойчивости модели в продольном канале. Эксперимент состоял в проведении наземного эксперимента на движущемся автомобиле, который являлся носителем стенда.

Таблица 1

Основные летно-технические характеристики БЛА Y-R

Характеристика	Значение
Длина, м	5
Высота, м	2,12
Размах, м	6,56
Вес пустого, кг	320
Максимальный взлетный вес, кг	500
Двигатель, тип	Rotax 912 UL
Удельная мощность двигателя, л.с./м ²	10
Запас топлива, литров	214
Скорость сваливания (без закрылков), км/час	93,6
Посадочная скорость, с выпущенными закрылками, км/час	85
Крейсерская скорость, км/час	220
Максимальная скорость, км/час	250
Экономическая скорость, 41% мощности двигателя, км/час	153
Расход топлива на экономической скорости, литр/час	6,5
Скороподъемность, на уровне моря, м/с	8
Скороподъемность на высоте 1000 м., м/с	4
Скороподъемность на высоте 2000 м., м/с	2,6
Скороподъемность на высоте 3000 м., м/с	1,8
Разбег/пробег, м	180/200
Практический потолок, м	4500
Максимальная дальность, км	4500
Максимальная продолжительность полета, час	30
Время набора высоты 3000 м., минуты	19
Эффективная площадь крыла, м ²	8
Нагрузка на крыло, кг/м ²	62,5
Ширина колеи, м	1,692
Расстояние между колесами, м	1,8
Шасси	убираемое
Напряжение бортовой сети, В.	24
Бортовой генератор, кВт	1,5
Масса полезной нагрузки, кг	30-50

Во время экспериментов были изучены характеристики устойчивости выбранной аэродинамической схемы для различных положений переднего горизонтального оперения (ПГО) как по высоте, так и для различных углов его установки. В процессе

экспериментов исследовались углы установки ПГО в пределах от 0 до +5 градусов.



Рис. 2. Свободно летающая динамически подобная модель БЛА Y-R на стартовой пневматической катапульте (изделие Y-H)

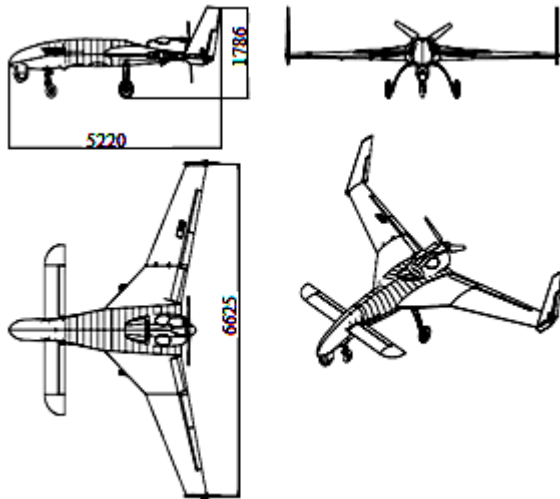


Рис. 3. Компоновочная схема БЛА Y-R

На втором этапе исследования проводились на свободно летающей динамически подобной модели Y-H во время выполнения летного эксперимента. Траектория первого полета БЛА Y-H приведена на рис. 4. Перед проведением летного эксперимента было проведено математическое моделирование основных режимов полета свободно летающей динамически подобной модели (изделие Y-H).

В качестве ММ динамики полета БЛА принята наиболее “полная” математическая модель движения [3], представленная в виде системы нелинейных дифференциальных уравнений, описывающая динамику БЛА при углах тангажа $\vartheta \neq 90^\circ$.

Записанная для подвижной системы координат, связанной с БЛА, система нелинейных дифференциальных уравнений имеет следующий вид

$$m \left(\frac{dV_x}{dt} + \omega_x V_z - \omega_z V_x \right) = P \cos \varphi_{\text{об.}} - X - mg \sin \vartheta;$$

$$m \left(\frac{dV_z}{dt} + \omega_z V_x - \omega_x V_z \right) = P \sin \varphi_{\text{об.}} + Y - mg \cos \vartheta \cos \gamma;$$

$$m \left(\frac{dV_z}{dt} + \omega_x V_y - \omega_y V_x \right) = Z = mg \cos \vartheta \sin \gamma;$$

$$I_x \frac{d\omega_x}{dt} - I_{xy} \frac{d\omega_y}{dt} + (I_z - I_y) \omega_x \omega_y + I_{xy} \omega_x \omega_z = M_x;$$

$$I_y \frac{d\omega_y}{dt} - I_{xy} \frac{d\omega_x}{dt} + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z + I_{xy} \omega_y \omega_z = M_y;$$

$$I_z \frac{d\omega_z}{dt} + (I_y - I_x) \omega_y \omega_x + I_{xy} (\omega_y^2 - \omega_x^2) = M_z;$$

$$\frac{d\gamma}{dt} = \omega_x - (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \operatorname{tg} \vartheta; \quad (1)$$

$$\frac{d\vartheta}{dt} = \omega_z \cos \gamma + \omega_y \sin \gamma;$$

$$\frac{d\psi}{dt} = \frac{1}{\cos \vartheta} (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma);$$

$$\frac{dX_g}{dt} = V_x \cos \vartheta \cos \psi - V_y (\cos \gamma \sin \vartheta \cos \psi - \sin \gamma \sin \vartheta) + V_z (\cos \gamma \sin \psi + \sin \gamma \sin \vartheta \cos \psi);$$

$$\frac{dH}{dt} = V_x \sin \vartheta + V_y \cos \gamma \cos \vartheta - V_z \sin \gamma \cos \vartheta;$$

$$\frac{dZ_g}{dt} = -V_x \cos \vartheta \sin \psi + V_y (\cos \gamma \sin \vartheta \sin \psi + \sin \gamma \cos \vartheta) + V_z (\cos \gamma \cos \psi - \sin \gamma \sin \vartheta \sin \psi).$$

Поскольку аэродинамические силы и моменты зависят от скорости полета, углов атаки и скольжения, то к системе уравнений следует добавить соотношения:

$$V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2};$$

$$\beta = \arcsin \frac{V_z}{V}; \quad (2)$$

$$\alpha = \operatorname{arctg} \left(-\frac{V_y}{V_x} \right).$$

Входящие в правые части системы дифференциальных уравнений коэффициенты аэродинамических сил и моментов в общем случае являются сложными функциями конфигурации летательного аппарата (компоновки, положения средств механизации и рулевых органов) и условий полета:

$$m_i = f \left(\alpha, \beta, \dot{\alpha}, \dot{\beta}, \omega_x, \omega_y, \omega_z, \delta_{\text{п.м.}}, \delta_{\text{д.м.}}, \dots, M, \operatorname{Re} \right), \quad (3)$$

где $M = \frac{V}{a}$ – число Маха; a – скорость звука на высоте полета; $\operatorname{Re} = \frac{V b_a}{\nu}$ – число Рейнольдса; ν – кинетический коэффициент вязкости воздуха.

Перед выполнением первого летного эксперимента выражения для правых частей системы дифференциальных уравнений (1) определялись сле-

дующими зависимостями, полученными на основании стандартных методик расчета [4] и испытаний модели БЛА на автостенде:

$$\begin{aligned}
 X &= \left(\begin{array}{c} 0,04 + 0,00011 \cdot \alpha + 0,00042 \cdot \alpha^2 + \\ + 0,000015 \cdot \phi_B \end{array} \right) \cdot q \cdot S; \\
 Y &= (0,34 + 0,0513 \cdot \alpha + 0,015 \cdot \phi_B) \cdot q \cdot S; \\
 Z &= (-0,0118 \cdot \beta) \cdot q \cdot S; \\
 M_x &= \left(\begin{array}{c} -0,014 \cdot \beta - 0,00344 \cdot \phi_3 - 0,001 \cdot \phi_H - \\ -0,6608 \cdot \bar{\omega}_x + 0,0529 \cdot \bar{\omega}_y \end{array} \right) \cdot q \cdot S \cdot L; \\
 M_y &= \left(\begin{array}{c} -0,0048 \cdot \beta - 0,003 \cdot \phi_H + 0,0639 \cdot \bar{\omega}_x - \\ -0,0484 \cdot \bar{\omega}_y \end{array} \right) \cdot q \cdot S \cdot L; \\
 M_z &= \left(\begin{array}{c} -0,0015 - 0,000422 \cdot \alpha + 0,0007 \cdot \phi_B - \\ -4,507 \cdot \bar{\omega}_z \end{array} \right) \cdot q \cdot S \cdot b_a,
 \end{aligned}$$

$$\text{где } \bar{\omega}_x = \frac{\omega_x \cdot L}{2 \cdot V}, \bar{\omega}_y = \frac{\omega_y \cdot L}{2 \cdot V}, \bar{\omega}_z = \frac{\omega_z \cdot b_a}{V}.$$

После выполнения 6 испытательных полетов на изделии Y-H, являющейся свободно летающей динамически подобной моделью изделия БЛА Y-R в масштабе 0,5 и выполнения стандартной процедуры пересчета по подобию коэффициентов законов управления была выполнена настройка передаточных чисел автопилота натурного изделия - БЛА Y-R. После этого в период с июля 2009 года по апрель 2010 было выполнено 8 испытательных полетов БЛА Y-R, рис. 5.

Записи бортовой системы регистрации полетных данных, во время выполнения взлета по самолетному - с использование взлетно-посадочной полосы (ВПП) изделием БЛА Y-R приведены на рис. 6.



Рис. 4. Траектория исследовательского полета БЛА Y-H



Рис. 5. БЛА Y-R во время руления по ВПП перед выполнением летного эксперимента

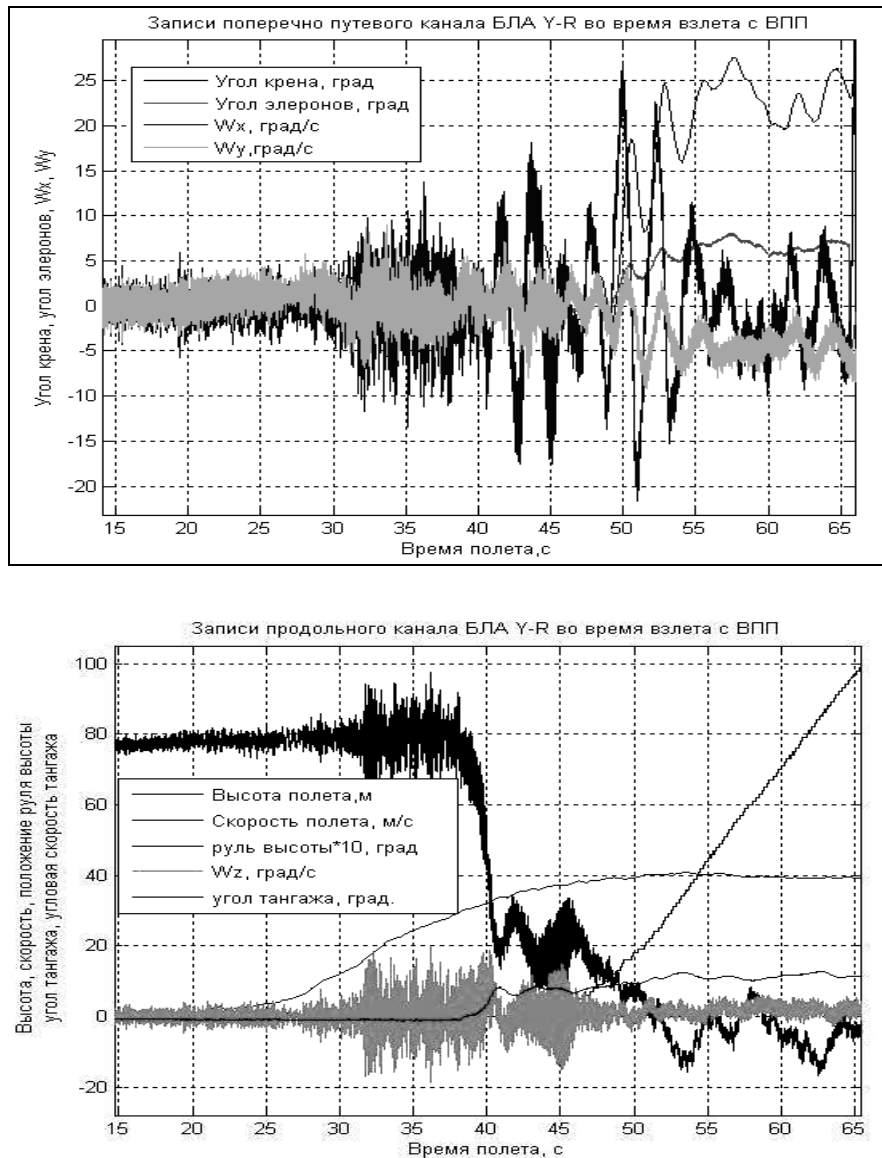


Рис. 6. Записи бортовой телеметрической информации БЛА Y-R в продольном и поперечно-путевом канале управления

Проведенные испытания показали хорошую сходимость математической модели динамической системы БЛА Y-H – САУ с результатами летных испытаний БЛА Y-R. Настройки законов управления автопилота изделия БЛА Y-H после выполнения пересчета по подобию дополнительной коррекции не требовали, что еще раз подтвердило эффективность выбранной методики.

Выводы и перспективы дальнейшего развития исследований в данном направлении

1. Метод физического моделирования по-прежнему остается одним из эффективных инструментов ускорения процесса разработки и летной доводки при создании новых образцов авиационной техники.

2. Применение современной элементной базы и вычислительной техники позволяют значительно увеличить эффективность метода физического моделирования на беспилотных летательных аппаратах за счет многократного увеличения результативности летного эксперимента.

3. Развитие средств авионики позволяет исследовать на беспилотных летательных аппаратах режимы полета, которые ранее не были доступны, а время летного эксперимента становится многократно большим за счет применения собственной силовой установки.

4. Сравнение характеристик расчетной модели и реального БЛА позволяют подтвердить эффективность метода физического моделирования для получения опережающих данных о летных характеристиках исследуемой аэродинамической компоновки.

5. Перспективы дальнейшего развития в данном направлении:

– повышение точности математических моделей на основе методов оптимальной статистической обработки информации;

определение погрешностей определения аэродинамических характеристик на основе модифицированных фильтров Калмана;

– статистический анализ влияния инструментальных ошибок измерительного комплекса исследовательского беспилотного летательного аппарата на точность определения основных характеристик разрабатываемого БЛА;

– определение точностных требований к измерительному комплексу исследовательского БЛА и методике проведения летного эксперимента.

Литература

1. Dickerson L. UAV Surge / L. Dickerson // *Aviation Week & Space Technology*. – 2010. – January, 25. – P. 62.

2. UAS: The Global Perspective. 2008/2009. – Paris, 2009. – P. 151.

3. Гуськов Ю.П. Управление полетом самолетов / Ю.П. Гуськов, Г.И. Загайнов. – М.: Машиностроение, 1980. – 213 с.

4. Применение метода дискретных вихрей при моделировании полета беспилотного летательного аппарата с воздушным винтом / Ю.А. Богданов, А.В. Смоляков, В.О. Черановский, В.А. Янакаев // *Аэрогидродинамика и аэроакустика: проблемы и перспективы: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского "ХАИ"*. – Вып. 3. – X., 2009. – С. 33-37.

Поступила в редакцию 12.05.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. менеджмента, декан ф-та экономики и менеджмента И.В. Чумаченко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е.Жуковского «ХАИ», Харьков.

ЗАСТОСУВАННЯ МЕТОДА ФІЗИЧНОГО МОДЕЛЮВАННЯ ДЛЯ СТВОРЕННЯ НОВИХ ЗРАЗКІВ БЕЗПЛОТНОЇ ТЕХНІКИ

В.М. Варталян, В.О. Черановський, Аль Дахері Алі Мохамед

Розглядається один з найважливіших етапів при розробці нового безпілотного літального апарату – уточнення математичної моделі за результатами льотних експериментів. Запропоновано розширення ефективності методу фізичного моделювання за рахунок інтеграції до складу системи управління безпілотним літальним апаратом сучасних обчислювальних засобів і засобів збору польотної інформації. Даний метод був застосований на динамічно подібній моделі безпілотного літального апарату під час проведення наземних та льотних експериментів з отримання аеродинамічних характеристик проектного виробу і підтвердив ефективність обраної методики.

Ключові слова: метод фізичного моделювання, безпілотний літальний апарат, льотні дослідження, що випереджають, математичне моделювання режимів польоту.

THE APPLICATION OF PHYSICAL SIMULATION METHOD FOR THE DEVELOPMENT OF NEW PILOTLESS VEHICLES

V.M. Vartanyan, V.O. Cheranovsky, Al Daheri Ali Mohamed

One of the most important stages in the development of new pilotless vehicle – the elaboration of the mathematical model on the results of flight experiments is considered. The extension of the effectiveness of the physical simulation method through the integration of the modern computing facilities and means of flight information collecting to the pilotless vehicle management system is proposed. This method was applied to a dynamically similar model of pilotless vehicle during ground and flight experiments to obtain the aerodynamic characteristics of the designed product and confirmed the effectiveness of the chosen method.

Keywords: physical modeling simulation method, pilotless vehicle, outstripping flight research, mathematical modeling of flight regimes.

Варталян Василий Михайлович – д-р техн. наук, проф., зав. каф. экономики и маркетинга, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: vartanyan_vm@ukr.net.

Черановский Валерий Олегович – канд. техн. наук, начальник отдела НИИ ПФМ, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ».

Аль Дахери Али Мохамед – аспирант каф. экономики и маркетинга, Национальный аэрокосмический университет им.Н.Е. Жуковского «ХАИ».