



Серия «Математика»

2015. Т. 14. С. 42–54

Онлайн-доступ к журналу:

<http://isu.ru/izvestia>

ИЗВЕСТИЯ

Иркутского
государственного
университета

УДК 519.62, 519.688

MSC 65L03, 35A24

Метод решения задачи исследования параметров динамики движения экраноплана вблизи подстилающей поверхности

Ю. Ф. Вшивков

*Иркутский филиал Московского государственного технического университета
гражданской авиации*

С. М. Кривель

*Иркутский филиал Московского государственного технического университета
гражданской авиации*

Аннотация. В работе предлагается численный метод решения системы дифференциальных уравнений динамики движения экраноплана вблизи подстилающей поверхности (экрана). Предложенный численный метод может быть использован в задачах исследования характеристик маневрирования и возмущенного движения, показателей устойчивости и управляемости экраноплана (параметров динамики движения экраноплана). Рассмотрены работы других исследователей, занимающихся вопросами динамики движения экраноплана, выполнен краткий анализ предлагаемых ими методик. Представлено достаточно полное математическое описание предлагаемой методики. Численный метод решения полной системы дифференциальных уравнений движения экраноплана основан на модифицированном методе прогноза и коррекции. Метод позволяет достаточно строго учесть влияние изменения расстояния от поверхности на аэродинамические характеристики экраноплана на этапе решения системы дифференциальных уравнений динамики движения. В отличие от ранее использованных подходов расстояние от поверхности рассматривается как определяющий параметр для всех аэродинамических коэффициентов экраноплана. Предлагаемый подход, по мнению авторов, более универсален, относительно просто реализуется, позволяет повысить точность расчета. На базе MatLab+Simulink разработана программа, реализующая предложенный метод решения полной системы дифференциальных уравнений. Применение программы позволяет качественно и количественно оценить динамические свойства летательного аппарата (эканоплана).

Ключевые слова: динамика полета экраноплана, уравнения движения экраноплана.

Аэродинамические характеристики летательного аппарата существенно изменяются по мере приближения к поверхности земли (воды).

В частности, существенно возрастает подъемная сила и уменьшается лобовое сопротивление, что приводит к увеличению аэродинамического качества летательного аппарата. Это явление часто называют «экраным эффектом». Существуют летательные аппараты (экранопланы, экранолеты), у которых режим полета в зоне существования экранного эффекта является основным и позволяет достигать высоких летных характеристик [2; 18; 19]. Исследованию аэродинамических характеристик экранопланов (летательных аппаратов и их элементов вблизи экрана) посвящено большое количество работ (например, [10; 15]).

Широкое распространение в аэродинамике, динамике полета и теории управления летательными аппаратами получил способ представления аэродинамических характеристик летательных аппаратов в виде аэродинамических коэффициентов и их производных [3; 4; 13]. Естественно, подобный подход стал определяющим при исследовании аэродинамики и динамики движения экранопланов [14; 11; 12; 16; 17].

Несмотря на то что экраноплан потенциально обладает высокими летными данными, основной проблемой при проектировании традиционно считается проблема обеспечения его устойчивости и управляемости. основополагающими работами в области устойчивости экраноплана можно считать работы [11; 12]. Р. Д. Иродов [12] показал, что особенности аэродинамических характеристик экраноплана приводят к необходимости введения новых критериев устойчивости и к появлению в связи с этим, дополнительных требований к его аэродинамической компоновке. Расширил применение подходов работы [12] И. В. Жуков [11].

Следует заметить, что в большинстве работ авторы рассматривают динамику движения экраноплана при незначительных изменениях параметров полета (расстояния до экрана, скорости полета) и на относительно малых промежутках времени рассмотрения движения экраноплана [11; 12]. Такой подход оправдан при решении задач по оценке устойчивости и управляемости, особенно при использовании подходов оценки устойчивости и управляемости на основе критериев. Кроме того, в этом случае приемлемо использование ряда допущений, позволяющих значительно упростить уравнения движения и использовать даже аналитические методы решения задач [16; 17].

Одним из таких допущений является применение производных аэродинамических коэффициентов по расстоянию от поверхности (высоте полета). Это допущение используется в рамках широко распространенного представления аэродинамических коэффициентов сил и моментов, действующих на экраноплан, в виде ряда Тейлора. Такой подход предполагает использование производных аэродинамических коэффициентов по кинематическим параметрам полета и параметрам изменения летательного аппарата. В свою очередь эти параметры должны быть независимыми по отношению друг к другу [4]. Высота полета экрано-

плана и скорость ее изменения, как параметры полета, определяется скоростью полета экраноплана и углом между вектором скорости и поверхностью экрана (углом наклона траектории).

Задачи проектирования экраноплана предполагают предварительное исследование его характеристик на режимах с интенсивным характером изменения полетных параметров (скорости, угла атаки, высоты полета и т. д.) в процессе возмущенного движения экраноплана и его энергичного маневрирования. Особенно остро эти задачи стоят при проектировании систем автоматического управления параметрами движения и маневрирования экраноплана [6; 7; 8; 9].

Целью настоящей работы является создание численного метода решения системы дифференциальных уравнений динамики движения экраноплана вблизи подстилающей поверхности (экрана), который позволит исследовать динамическую устойчивость и управляемость экраноплана, параметры его возмущенного движения, маневрирование экраноплана в пространстве при значительных изменениях параметров полета, формы экраноплана и режимов работы силовой установки (параметров динамики движения экраноплана). Рассматриваются относительно продолжительные промежутки времени движения экраноплана.

Рассмотрим движение экраноплана в пространстве, ограниченном поверхностью экрана. Абсолютное движение экраноплана в инерциальной системе отсчета представим как сумму переносного движения центра масс экраноплана (поступательное движение) и относительного (вращательное движение экраноплана вокруг центра масс). Используем системы координат, аэродинамические коэффициенты, форму записи уравнений и представления кинематических параметров в соответствии с идеологией работы [5].

Будем считать, что:

- 1) масса летательного аппарата $m = const$;
- 2) экраноплан – твердое тело изменяемой формы;
- 3) движение летательного аппарата свободное, управляемое;
- 4) аэродинамические коэффициенты сил и моментов представлены в виде зависимостей (численного ряда) от параметров движения;
- 5) главные оси инерции совпадают с осями связанной системы координат;
- 6) может быть использовано (при необходимости) разделение общего случая движения на продольное и боковое движения [5].

Полная система дифференциальных уравнений имеет вид:

– уравнения динамики движения:

$$m \left(\frac{dV_x}{dt} + \omega_y V_z - \omega_z V_y \right) = \\ = P \cos \varphi_p - c_x q S \cos \alpha \cos \beta + c_y q S \sin \alpha - c_z q S \cos \alpha \sin \beta - G \sin \vartheta;$$

$$m \left(\frac{dV_y}{dt} + \omega_z V_x - \omega_x V_z \right) = P \sin \varphi_p + c_x q S \sin \alpha \cos \beta + c_y q S \cos \alpha + \\ + c_z q S \sin \alpha \sin \beta - G \cos \vartheta \cos \gamma;$$

$$m \left(\frac{dV_z}{dt} + \omega_x V_y - \omega_y V_x \right) = c_z q S \cos \beta - c_x q S \sin \beta + G \cos \vartheta \sin \gamma;$$

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

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

$$I_z \frac{d\omega_z}{dt} - I_{xy} (\omega_x^2 - \omega_y^2) + (I_y - I_x) \omega_x \omega_y = m_z q S b_A.$$

– основные кинематические соотношения:

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

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

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

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

$$\dot{\gamma} = \omega_x - tg \vartheta (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma);$$

$$\omega_x = \dot{\gamma} + \dot{\psi} \sin \vartheta; \omega_y = \dot{\psi} \cos \vartheta \cos \gamma + \dot{\vartheta} \sin \gamma; \omega_z = \dot{\vartheta} \cos \gamma - \dot{\psi} \cos \vartheta \sin \gamma;$$

$$V_x = V \cos \alpha \cos \beta; V_y = -V \sin \alpha \cos \beta; V_z = V \sin \beta.$$

Здесь V_x, V_y, V_z – проекции вектора скорости \vec{V} на оси связанной системы координат; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – проекции вектора угловой скорости вращения экраноплана вокруг центра масс $\vec{\omega}$ на оси связанной системы координат; c_x, c_y, c_z – безразмерные коэффициенты проекций аэродинамических сил на оси связанной системы координат; m_x, m_y, m_z – безразмерные коэффициенты проекций аэродинамических моментов на оси связанной системы координат; I_x, I_y, I_z – моменты инерции относительно осей OX, OY, OZ соответственно; P – тяга двигателей; G – сила тяжести; φ_p – угол между вектором скорости экраноплана и вектором силы тяги силовой установки; q – скоростной напор; α – угол атаки; β – угол скольжения; γ – угол крена; ϑ – угол тангажа; ψ – угол рыскания; S

– площадь несущей поверхности (крыла); l – размах крыла; H – высота полета.

Для определения аэродинамических коэффициентов и кинематических параметров движения экраноплана использовались подходы, изложенные в работе [4].

Применительно к задаче, решаемой в данной работе, основными параметрами, определяющими правые части уравнений системы являются $c = [c_{x_a}, c_{y_a}, c_{z_a}, m_x, m_y, m_z]$ – коэффициенты аэродинамических сил и моментов и $p = [\alpha, \beta, \omega_x, \omega_y, \omega_z, \delta_B, \delta_\Delta, \delta_H, \bar{h}]$ – кинематические параметры. Здесь $c_{x_a}, c_{y_a}, c_{z_a}$ – безразмерные коэффициенты проекций аэродинамических сил на оси скоростной системы координат; $\delta_B, \delta_\Delta, \delta_H$ – углы отклонения органов продольного, поперечного, путевого управления соответственно; \bar{h} – относительное отстояние от экрана, $\bar{h} = H/b_A$, где b_A – средняя аэродинамическая хорда; H – высота полета.

В том случае, когда отстояние от экрана \bar{h} рассматривается в качестве кинематического параметра, типовое разложение коэффициента $c = [c_{x_a}, c_{y_a}, c_{z_a}, m_x, m_y, m_z]$ в ряд Тейлора по кинематическим параметрам имеет вид:

$$\begin{aligned} c(p, \dot{p}) &= c_0 + \sum_{i=1}^9 \frac{\partial c}{\partial p_i} p_i + \sum_{i=1}^9 \frac{\partial c}{\partial \dot{p}_i} \dot{p}_i + \frac{1}{2} \left(\sum_{i=1}^9 \sum_{j=1}^9 \frac{\partial^2 c}{\partial p_i \partial p_j} p_i p_j + \right. \\ &+ \sum_{i=1}^9 \sum_{j=1}^9 \frac{\partial^2 c}{\partial p_i \partial \dot{p}_j} p_i \dot{p}_j + \sum_{i=1}^9 \sum_{j=1}^9 \frac{\partial^2 c}{\partial \dot{p}_i \partial p_j} \dot{p}_i p_j + \sum_{i=1}^9 \sum_{j=1}^9 \frac{\partial^2 c}{\partial \dot{p}_i \partial \dot{p}_j} \dot{p}_i \dot{p}_j \left. \right) + \dots = \\ &= c_0 + \sum_{i=1}^9 (c^{p_i} p_i + c^{\dot{p}_i} \dot{p}_i) + \frac{1}{2} \left(\sum_{i=1}^9 \sum_{j=1}^9 c^{p_i p_j} p_i p_j + \sum_{i=1}^9 \sum_{j=1}^9 c^{p_i \dot{p}_j} p_i \dot{p}_j + \right. \\ &\left. + \sum_{i=1}^9 \sum_{j=1}^9 c^{\dot{p}_i p_j} \dot{p}_i p_j + \sum_{i=1}^9 \sum_{j=1}^9 c^{\dot{p}_i \dot{p}_j} \dot{p}_i \dot{p}_j \right) + \dots, \end{aligned}$$

где $p_{i_{min}} \leq p_i \leq p_{i_{max}}$, $i = 1, \dots, 9$.

Как уже было отмечено выше, отстояние от экрана \bar{h} не является независимой переменной, а определяется такими параметрами как скорость V и угол наклона траектории θ (рис. 1):

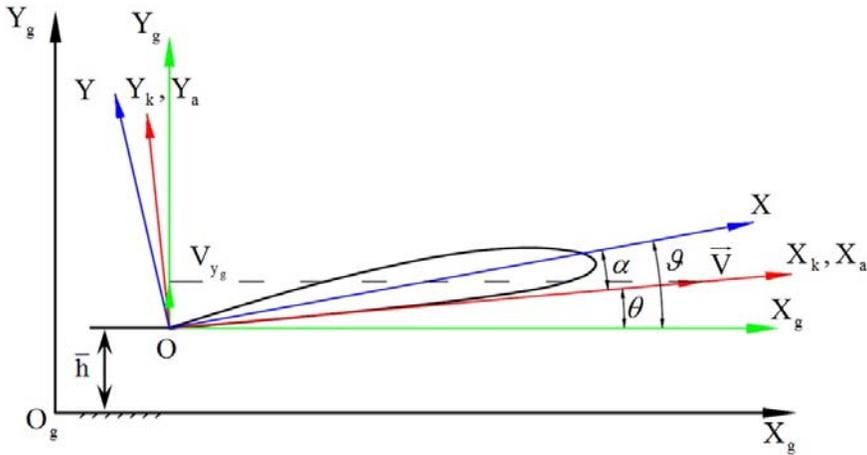
$$\frac{d\bar{h}}{dt} = V \sin \theta$$

Предлагается выделить отстояние от экрана \bar{h} из класса кинематических параметров в класс определяющих параметров, тогда разложение в ряд коэффициента $c = [c_{x_a}, c_{y_a}, c_{z_a}, m_x, m_y, m_z]$ примет вид:

$$c(\bar{h}, p, \dot{p}) = c_0 + \sum_{i=1}^8 \frac{\partial c}{\partial p_i} p_i + \sum_{i=1}^8 \frac{\partial c}{\partial \dot{p}_i} \dot{p}_i + \frac{1}{2} \left(\sum_{i=1}^8 \sum_{j=1}^8 \frac{\partial^2 c}{\partial p_i \partial p_j} p_i p_j + \right.$$

$$\begin{aligned}
 & + \sum_{i=1}^8 \sum_{j=1}^8 \frac{\partial^2 c}{\partial p_i \partial \dot{p}_j} p_i \dot{p}_j + \sum_{i=1}^8 \sum_{j=1}^8 \frac{\partial^2 c}{\partial \dot{p}_i \partial p_j} \dot{p}_i p_j + \sum_{i=1}^8 \sum_{j=1}^8 \frac{\partial^2 c}{\partial \dot{p}_i \partial \dot{p}_j} \dot{p}_i \dot{p}_j \Big) + \dots = \\
 & = c_0 + \sum_{i=1}^8 (c^{p_i} p_i + c^{\dot{p}_i} \dot{p}_i) + \frac{1}{2} \left(\sum_{i=1}^8 \sum_{j=1}^8 c^{p_i p_j} p_i p_j + \sum_{i=1}^8 \sum_{j=1}^8 c^{p_i \dot{p}_j} p_i \dot{p}_j + \right. \\
 & \qquad \qquad \qquad \left. + \sum_{i=1}^8 \sum_{j=1}^8 c^{\dot{p}_i p_j} \dot{p}_i p_j + \sum_{i=1}^8 \sum_{j=1}^8 c^{\dot{p}_i \dot{p}_j} \dot{p}_i \dot{p}_j \right) + \dots,
 \end{aligned}$$

где $p_{i_{min}} \leq p_i \leq p_{i_{max}}$, $i = 1, \dots, 8$, $\bar{h} \geq \bar{h}_{min}$.



- $OXYZ$ — связанная система координат;
- $OX_gY_gZ_g$ — нормальная земная система координат;
- $OX_aY_aZ_a$ — скоростная система координат;
- $OX_kY_kZ_k$ — траекторная система координат

Рис. 1. Кинематическая связь между параметрами полета летательного аппарата

В этом случае коэффициенты сил и моментов c и их частные производные по параметрам p , находящиеся в правых частях полной системы дифференциальных уравнений, являются функциями отстояния \bar{h} .

Решение полученной полной системы дифференциальных уравнений возможно только численными методами [1].

Существует обширная теория решения обыкновенных дифференциальных уравнений и их систем. Наиболее широкое распространение получили классические методы решения дифференциальных уравнений, такие методы как метод Эйлера, Эйлера – Коши, методы Рунге – Кутты.

Большинство существующих методов, как правило, предполагают, что параметры правых частей уравнений не изменяются в процессе элементарного промежутка времени Δt или характер их изменения определяется значениями производных параметров по времени в начале или в конце рассматриваемого промежутка Δt . В ряде методов характер изменения параметров определяется предысторией их изменения по отношению к рассматриваемому промежутку Δt .

Применительно к поставленной в работе задаче данные методы не обеспечивают высокой точности решения полной системы дифференциальных уравнений. Это объясняется тем, что коэффициенты правых частей уравнений существенно зависят от отстояния \bar{h} . Однако, характер изменения отстояния \bar{h} от времени также определяется решением системы уравнений.

Предлагается следующий метод решения дифференциальных уравнений (системы дифференциальных уравнений). Метод основан на идеологии методов прогноза и коррекции решения дифференциальных уравнений и их систем и интегрирования по правилу прямоугольника с центральным уточнением.

Алгоритм реализации метода поясняется с помощью геометрической схемы (рис. 2) и блок-схемы расчета (рис. 3) одного шага решения задачи по времени.

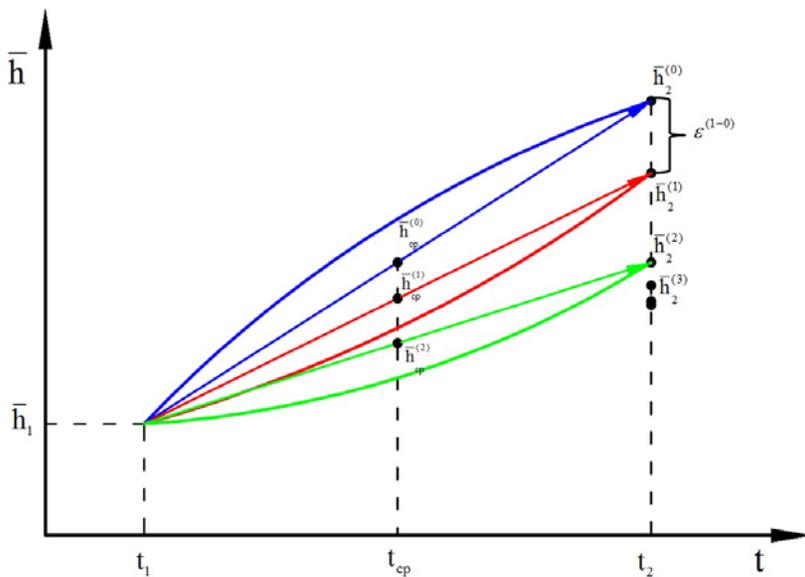


Рис. 2. Геометрическая интерпретация метода решения дифференциального уравнения

Параметры движения, отстояние \bar{h} и коэффициенты правых частей уравнений в момент времени t_1 известны. Используя один из явных методов (например, метод Рунге-Кутты) находим первоначальное ре-

шение системы уравнений в точке t_2 – решение $(t_2, \bar{h}_2^{(0)})$. На втором этапе (этапе коррекции) вычисляют значение $\bar{h}_{\text{CP}}^{(0)}$ с помощью формулы $\bar{h}_{\text{CP}}^{(0)} = \frac{\bar{h}_1 + \bar{h}_2^{(0)}}{2}$. Принимаем, что в процессе движения экраноплана от момента времени t_1 к моменту времени t_2 отстояние от экрана равно $\bar{h}_{\text{CP}}^{(0)}$. Именно для этого отстояния $\bar{h}_{\text{CP}}^{(0)}$ определяют коэффициенты правых частей полной системы уравнений с использованием известных зависимостей.

Далее процесс повторяется итерационно (определяются последовательно $\bar{h}_2^{(1)}$ и $\bar{h}_{\text{CP}}^{(1)}$, $\bar{h}_2^{(2)}$ и $\bar{h}_{\text{CP}}^{(2)}$ и т. д.) с применением, например, того же метода Рунге – Кутты. Критерием окончания процесса может являться достижение заданного достаточно малого значения $\varepsilon_{\text{зад}} = |\bar{h}_2^n - \bar{h}_2^{n-1}|$, где n — номер текущей операции.

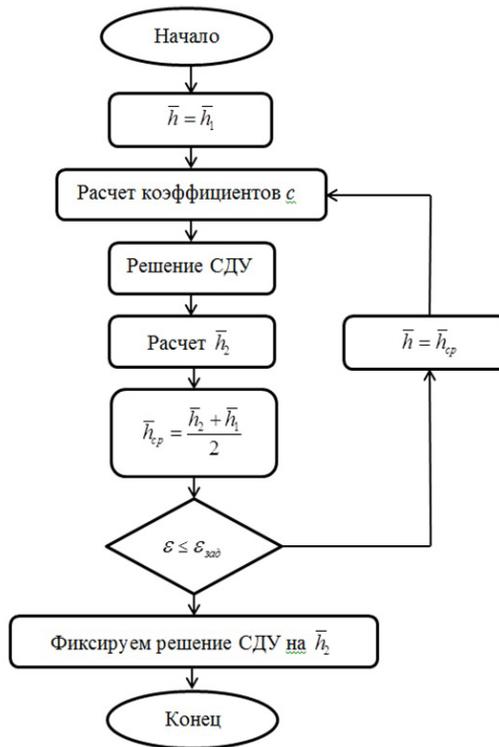


Рис. 3. Принципиальная схема расчета одного шага по времени

Метод прошел апробацию при решении задач по определению параметров движения летательного аппарата и показал удовлетворительную сходимость итерационного процесса. Оценки сходимости метода, соответствия получаемого решения точному решению, области применимости метода являются предметом отдельного исследования.

На базе MatLab+Simulink разработана программа, предназначенная для расчета параметров собственного и вынужденного движения летательного аппарата (экраноплана), определения характеристик динамических устойчивости и управляемости летательного аппарата (рис. 4, 5).

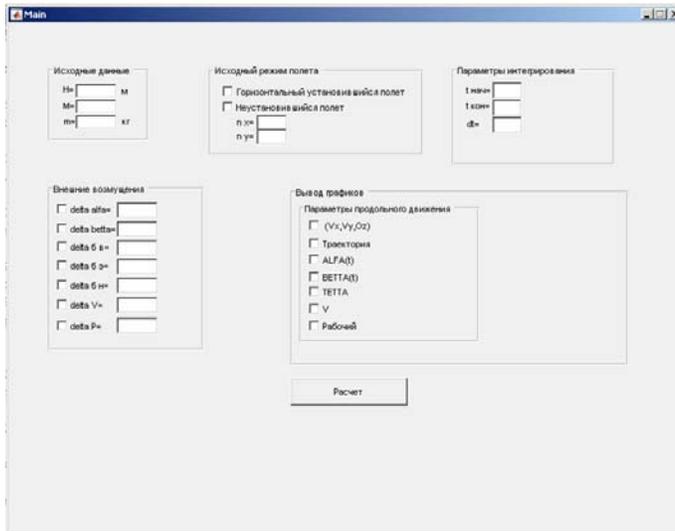


Рис. 4. Окно программы для задания параметров расчета и вывода результатов

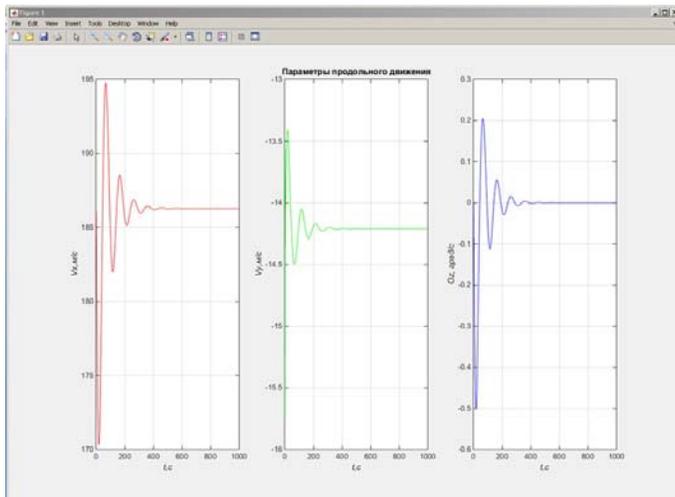


Рис. 5. Результаты расчета

Следует заметить, что предлагаемый метод обладает рядом достоинств. Так, для решения задачи на одном шаге по времени в качестве исходных данных используются только значения параметров движения

и коэффициентов правых частей в момент времени t_1 . Не используются значения производных по времени как коэффициентов правых частей, так и параметров движения. Это делает метод более универсальным, практически реализуемым в различных моделях (системах дифференциальных уравнений), позволяет в ряде случаев уменьшить вычислительные затраты за счет отсутствия необходимости расчета производных и оценки достоверности их расчета.

Список литературы

1. Амосов А. А. Вычислительные методы для инженеров : учеб. пособие / А. А. Амосов, Ю. А. Дубинский, Н. В. Копченова. – М. : Высш. шк., 1994. – 544 с.
2. Белавин Н. И. Экранопланы / Н. И. Белавин. – Л. : Судостроение, 1977. – 232 с.
3. Белоцерковский С. М. Представление нестационарных аэродинамических моментов и сил при помощи коэффициентов вращательных производных / С. М. Белоцерковский // Изв. АН СССР. ОТН. – 1956. – № 7.
4. Белоцерковский С. М. Крыло в нестационарном потоке газа / С. М. Белоцерковский, Б. К. Скрипач, В. Г. Табачников. – М. : Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1971. – 768 с.
5. Бюшгенс Г. С. Динамика самолета. Пространственное движение / Г. С. Бюшгенс, Р. В. Студнев. – М. : Машиностроение, 1983. – 320 с., ил.
6. Вшивков Ю. Ф., Галушко Е. А., Кривель С. М. Синтез эффективной автоматической системы управления экранопланов. Решетневские чтения : материалы XVII Междунар. науч. конф., посвящ. памяти генер. конструктора ракет-косм. систем акад. М. Ф. Решетнева (12–14 нояб. 2013 г., Красноярск) : в 2 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. – Красноярск, 2013. – Ч. 1. – 522 с.
7. Методика исследования устойчивости экраноплана на основе полнофакторной математической модели динамики его движения и системы управления / Ю. Ф. Вшивков, Е. А. Галушко, Д. А. Гусельников, С. М. Кривель, Н. А. Шелков // Решетневские чтения : материалы XVIII Междунар. науч. конф., посвящ. 90-летию со дня рождения генер. конструктора ракет-косм. систем акад. М. Ф. Решетнева (Красноярск, 11-14 нояб. 2014 г.) : в 3 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосм. ун-т. – Красноярск, 2014. – Ч. 1.
8. Вшивков Ю. Ф. Концепция и результаты аэродинамического проектирования экраноплана с широким диапазоном эксплуатационных углов атаки [Электронный ресурс] / Ю. Ф. Вшивков, Е. А. Галушко, С. М. Кривель // Междунар. информ.-аналит. журн. «CredeExpert»: транспорт, общество, образование, язык». – 2015. – Вып. 1. – URL: <http://ce.if-mstuca.ru>.
9. Вшивков Ю. Ф. Концепция траекторного управления экранопланом // Ю. Ф. Вшивков, Е. А. Галушко, С. М. Кривель // Авиамашиностроение и транспорт сибиря : сб. ст. V всерос. науч.-практ. конф. (Иркутск, 16-18 апр. 2015 г.). – Иркутск : Изд-во ИРНТУ, 2015.
10. Гуляев В. В. Влияние геометрических характеристик и кинематических параметров движения на аэродинамику крыла вблизи экрана / В. В. Гуляев, С. М. Еременко, В. А. Подобедов // Науч. вестн. МГТУ ГА. Сер. Аэромеханика и прочность. – 2008. – № 125.

11. Жуков В. И. Особенности аэродинамики, устойчивости и управляемости экраноплана / В. И. Жуков. — М. : Изд. отдел ЦАГИ, 1997. — 80 с.
12. Иродов Р. Д. Критерии продольной устойчивости экраноплана / Р. Д. Иродов // Учен. зап. ЦАГИ. — 1970. — Т. 1, № 4.
13. Морозов В. И. Математическое моделирование сложных аэроупругих систем / В. И. Морозов, А. Т. Пономарев, О. В. Рысев. — М. : Физматлит, 1995. — 736 с.
14. Музыкаченко Т. М. Исследование влияния экрана на аэродинамические производные самолета / Т. М. Музыкаченко, Б. К. Скрипач // Тр. ЦАГИ. — 1985. — Вып. 2290.
15. Павловец Г. А. Аэродинамические характеристики тонкого профиля вблизи земли в потоке идеальной несжимаемой жидкости // Тр. ЦАГИ. — 1966. — Вып. 1011.
16. Асимптотические методы в задачах оптимального проектирования и управления движением / А. Н. Панченков [и др.]. — Новосибирск : Наука, 1990. — 271 с.
17. Панченков А. Н. Оптимальная аэродинамическая стабилизация экранопланов / А. Н. Панченков // Прикладные проблемы прочности и пластичности. — М. : Товарищество изд. КШ, 1997. — С. 169–171.
18. Серебрянский Я. М. Влияние близости земли на аэродинамические характеристики самолета / Я. М. Серебрянский // Тр. ЦАГИ. — 1936. — Вып. 267.
19. Смирнов А. И. Влияние близости земли на аэродинамические характеристики крыловых профилей / А. И. Смирнов // Тр. ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского. — 1949. — Вып. 334.

Вшивков Юрий Федорович, ассистент, кафедра летательных аппаратов, Иркутский филиал Московского государственного технического университета гражданской авиации, 664047, г. Иркутск, ул. Коммунаров, 3, тел.: (8904)1207252 (e-mail: 1988ufv@mail.ru)

Кривель Сергей Михайлович, кандидат технических наук, доцент, Иркутский филиал Московского государственного технического университета гражданской авиации, 664047, г. Иркутск, ул. Коммунаров, 3, тел.: (8902)7615178 (e-mail: krivel66@mail.ru)

Y. F. Vshivkov, S. M. Krivel

The Method of Solving the Problem of the Study of the Dynamics of Motion Parameters of WIG near the Underlying Surface

Abstract. In this paper we propose a numerical method for solving a system of differential equations of motion dynamics of WIG near the underlying surface (screen). The proposed numerical method can be used to study the characteristics of the tasks of maneuvering and perturbed motion, stability and handling performance of WIG (parameters of driving dynamics WIG). Consider the work of other researchers involved in driving dynamics WIG, made a brief analysis of their proposed methods. Presented fairly complete mathematical description of the proposed methodology. A numerical method for solving a complete system of differential equations of motion of WIG is based on the modified method of prediction - correction. The method allows one to take into account the effect of severely changing the distance from the surface on the aerodynamic characteristics of WIG at the stage of solving a system of differential equations of motion dynamics. In contrast to the previously used approaches distance from the surface is regarded as the defining parameter for all the aerodynamic coefficients WIG. The proposed approach, according to the authors, more versatile, relatively easy to implement, can improve the accuracy of calculation. Based on MatLab + Simulink developed a program that implements the proposed method of solving the complete system of differential equations. Application of the program allows you to qualitatively and quantitatively assess the dynamic properties of the aircraft (WIG).

Keywords: flight dynamics WIG, WIG equations of motion.

References

1. Amosov A.A., Dubinsky Y.A., Kopchenova N.V. Computational Methods for Engineers. *Textbooks*. Moscow, Higher. HQ., 1994. 544 p .
2. Belavin N.I. WIG. Leningrad, Shipbuilding, 1977. 232 p.
3. Belotserkovsky S.M. Presentation of unsteady aerodynamic forces and moments using the rotational-derivative coefficients. *Izvestiya AN SSSR. OTN*, 1956, no 7.
4. Belotserkovsky S.M., Skripach B.K., Tabachnikov V.G. The wing in unsteady flow of gas. Moscow, Publishing house "Science Home Edition physical and mathematical literature, 1971. 768 p.
5. Byushgens G.S., Studnev R.V. The dynamics of the aircraft. The spatial movement. Moscow, Engineering, 1983. 320 p.
6. Vshivkov Y.F., Galushko E.A., Krivel S.M. Synthesis efficient automatic control system WIG. *Reshetnev readings: materials XVII Intern. scientific. conf., dedicated memory gener. designer raket.-cosmic. systems acad. M.F. Reshetnev, 12-14 Nov. 2013, Krasnoyarsk, : 2 hr.*, under total. ed. Y.Y. Loginov; Sib. state. aerokosmich. Univ. Krasnoyarsk, 2013, part 1, 522 p.
7. Vshivkov Y.F., Galushko E.A., Guselnikov D.A., Krivel S.M., Shelkov N.A. Methods of studying the stability of WIG polnofaktornoy based on a mathematical model of the dynamics of motion and control systems. *Reshetnev readings: materials XVIII Intern. scientific. conf., dedicated 90th anniversary of gener. designer raket.-cosmic. systems acad. M.F. Reshetnev (11-14 Nov. 2014,*

- Krasnoyarsk*): 3 hr., under total. ed. Y.Y. Loginov, Sib. state. aerokosmich. Univ. Krasnoyarsk, 2014, part 1. 530 p.
8. Vshivkov Y.F., Galushko E.A., Krivel S.M. The concept and the results of aerodynamic design of WIG craft with a wide range of operating angles of attack. *International information-analytical magazine «CredeExperto: transport, society, education, language»* March 2015, issue 1, <http://ce.if-mstuca.ru>.
 9. Vshivkov Y.F., Galushko E.A., Krivel S.M. The concept of trajectory control ekranoplanes. *Aviamashinostroenie and Transport of Siberia: Sat. Articles V All-Russia. Scientific and practical. Conf.* Irkutsk, April 16-18, 2015, Irkutsk, IRNITU, 2015. 380 p.
 10. Gulyaev V.V., Eremenko S.M., Podobedov V.A. Influence of geometric and kinematic characteristics of motion parameters on the aerodynamics of the wing near the screen. *Scientific Bulletin MSTUCA. Series Aeromechanics and strength*, 2008, no 125.
 11. Zhukov V.I. Features aerodynamics, stability and control WIG. Moscow, Publishing House. Department of TsAGI, 1997. 80 p.
 12. Irodov R.D. Criteria for longitudinal stability WIG. *Scientific notes TsAGI*, 1970, vol. 1, no 4.
 13. Morozov V.I., Ponomarev A.T., Rysev O.V. Mathematical modeling of complex aeroelastic systems. Moscow, FIZMATLIT, 1995. 736 p.
 14. Muzichenko T.M., Skripach B.K. Investigation of the influence of the screen on the aircraft aerodynamic derivatives. *Trudy TsAGI*, 1985, vol. 2290.
 15. Pavlovets G.A. The aerodynamic characteristics of a thin profile near the ground in the flow of an ideal incompressible fluid. *Trudy TsAGI*, 1966, vol. 1011.
 16. Panchenkov A.N., Ruzhnikov G.M., Daneev A.B. and others. An asymptotic method for optimal design and motion control. Novosibirsk, Nauka, 1990. 271 p.
 17. Panchenkov A.N. Optimum aerodynamic stabilization of WIG. *Applied problems of strength and ductility*. Moscow, Association of CBS publications, 1997, pp. 169-171.
 18. Serebriysky Y.M. Ground effects on the aerodynamic characteristics of the aircraft. *Trudy TsAGI*, 1936, vol. 267.
 19. Smirnov A.I. Ground effects on the aerodynamic characteristics of airfoils. *Proceedings VVIA them. prof. N.E. Zhukovsky*, 1949, vol. 334.

Vshivkov Yuriy Fedorovich, Assistant, Department of Aircraft, Irkutsk Branch of the Moscow State Technical University of Civil Aviation, 3, Communarov st., Irkutsk, 664047, tel.: (8904)1207252 (e-mail: 1988ufv@mail.ru)

Krivel Sergey Mihaylovich, Candidate of Science (Technics), Associate Professor, Irkutsk Branch of the Moscow State Technical University of Civil Aviation, 3, Communarov st., Irkutsk, 664047, tel.: (8902)7615178 (e-mail: krivel66@mail.ru)