

УДК 629.125.8

А.А. Болотин

**МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ ЭКРАНОПЛАНА ПРИ РАЗГОНЕ**

Нижегородский государственный технический университет им. Р.Е. Алексеева

Одним из наиболее сложных режимов, с точки зрения управления экранопланом, является режим движения с момента отрыва от воды до выхода на крейсерский режим полета. Предлагается расчетная методика, позволяющая выбрать оптимальный режим управления экранопланом при разгоне.

*Ключевые слова:* экраноплан; уравнения движения; балансировка; продольное ускорение; оптимальное управление.

Создание пассажирских экранопланов является одной из перспективных задач развития водного транспорта. Сочетание высокого аэродинамического качества, амфибийности и мореходности должны позволить пассажирским экранопланам занять достойное место в транспортной системе нашей страны и других стран с развитыми водными путями. Одной из актуальных проблем при работе в этом направлении является обеспечение безопасного управления экранопланом.

Данная работа посвящена исследованию движения экраноплана «Акваглайд» (рис. 1). Это пятиместный прогулочный аппарат производства нижегородской фирмы «Амфибийные транспортные технологии», производящийся серийно, являющийся модернизацией серии экранопланов «Амфистар» [1].



**Рис. 1. Экраноплан «Акваглайд»**

Одной из особенностей данного экраноплана является система управления, исключая руль высоты и состоящая из закрылков и поворотных винтов, расположенных на пилонах в носовой части экраноплана. Схема расположения органов управления представлена на рис. 2. Изменение углов отклонения закрылков и пилонов производится одновременно при помощи одного рычага управления.

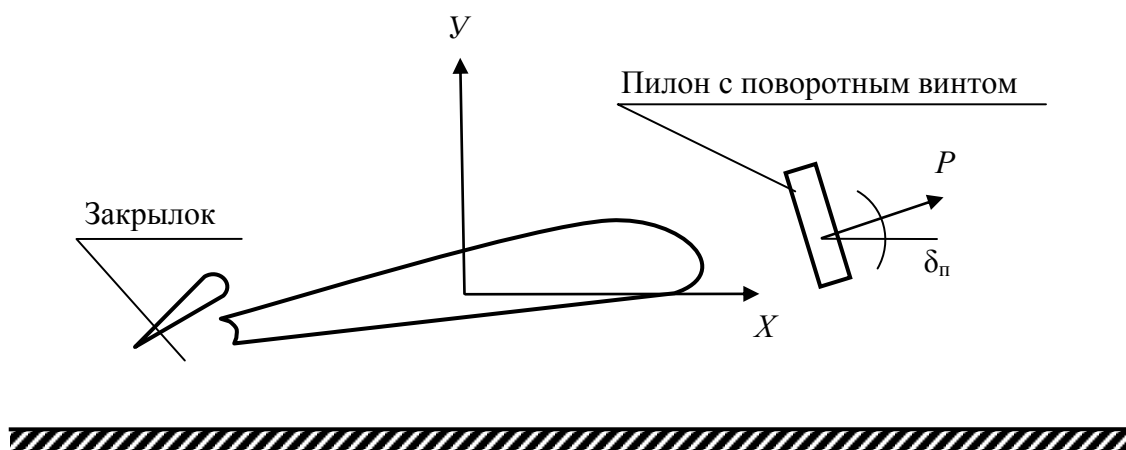


Рис. 2. Схема расположения органов управления

Такая система, с одной стороны, упрощает управление экранопланом, а с другой – требует четкости и отлаженности в работе. Назначение экраноплана подразумевает повышенные требования безопасности, которые обеспечиваются как аэродинамической компоновкой, так и отлаженной системой управления. Одним из путей совершенствования системы управления является математическое моделирование движения экраноплана на основе дифференциальных уравнений движения [2]. В данной работе в качестве исследуемого режима выбран режим разгона с момента отрыва от поверхности воды до выхода на крейсерский режим полета, как наиболее сложный в управлении. Особенностью этого режима движения являются существенное влияние на динамику струй от винтов и жесткие требования по изменению угла тангажа и высоты полета при разгоне аппарата. Отсутствие в компоновке руля высоты сводит задачу управления к координированной работе закрылков и поворотных винтов, расположенных на пилонах.

Таким образом, задачей является подбор значений угла отклонения закрылка и угла поворота пилонов, обеспечивающих заданные значения угла тангажа и высоты полета при движении экраноплана с ускорением. Целью данной работы является создание методики, позволяющей рассчитать балансирующие значения органов управления и скорости полета, а также продольное ускорение экраноплана, соответствующие заданному режиму полета и режиму работы двигателя. Полученные результаты расчета должны позволить выбрать оптимальный способ управления при переходе к крейсерской конфигурации полета.

Исходными данными для расчета являются: массовые и геометрические характеристики экраноплана, скоростная характеристика винта, режим работы двигателя, режим полета (угол тангажа, угол отклонения закрылка, высота полета) и аэродинамические характеристики, представляющие собой зависимости аэродинамических коэффициентов от угла тангажа, высоты полета и угла отклонения закрылка. Кроме того, известным является влияние струй от винта на аэродинамические характеристики, представленное в виде приращений аэродинамических коэффициентов в зависимости от коэффициента тяги и угла отклонения пилона. Приращения аэродинамических характеристик получены в результате испытаний модели экраноплана в аэродинамической трубе с моделированием работы двигателей. Из результатов испытаний [3] следует, что влияние струй от винта на аэродинамические характеристики можно представить в виде приращений аэродинамических коэффициентов  $C_x$ ,  $C_y$ ,  $m_z$ , в зависимости от угла отклонения пилона  $\delta_n$  и коэффициента тяги  $C_p$  при заданных параметрах полета: угле атаки  $\alpha$ , высоте полета  $h$  и угле отклонения закрылка  $\delta_3$ .

Коэффициент тяги винта определится выражением

$$C_p = 2P / (\rho V^2 S),$$

где  $P = 2P_B(\epsilon, V)k$ ;  $P_B$  – тяга одного винта;  $\epsilon$  – режим работы двигателя;  $V$  – скорость полета;  $k$

– коэффициент, учитывающий влияние экраноплана на тягу винта;  $\rho$  – плотность воздуха;  $S$  – площадь крыла.

В качестве основы приняты уравнения установившегося движения экраноплана [4]. Учитывая представление аэродинамических характеристик, зависящих от струй от винта, а также то, что движение происходит с ускорением, уравнения движения экраноплана примут следующий вид:

$$P \cos(\delta_{\text{п}} + \vartheta) - \rho V^2 S / 2 (C_{x0} + \Delta C_x(C_P, \delta_{\text{п}})) = ma,$$

$$P \sin(\delta_{\text{п}} + \vartheta) + \rho V^2 S / 2 (C_{y0} + \Delta C_y(C_P, \delta_{\text{п}})) = mg,$$

$$PL_{\text{п}} \sin(\delta_{\text{п}}) + \rho V^2 SL / 2 (m_{z0} + \Delta m_z(C_P, \delta_{\text{п}})) = 0,$$

где  $\vartheta$  – угол тангажа экраноплана;  $m$  – масса экраноплана;  $a$  – ускорение;  $L_{\text{п}}$  – плечо вектора силы тяги;  $L$  – размах крыла;  $C_{x0}$ ,  $C_{y0}$ ,  $m_{z0}$  – аэродинамические характеристики экраноплана;  $\Delta C_x(C_P, \delta_{\text{п}})$ ,  $\Delta C_y(C_P, \delta_{\text{п}})$ ,  $\Delta m_z(C_P, \delta_{\text{п}})$  – приращения аэродинамических характеристик.

Данную систему уравнений можно представить в следующем виде:

$$\begin{aligned} C_P [\cos(\delta_{\text{п}} + \vartheta) - \Delta C_x(C_P, \delta_{\text{п}})] - C_{x0} &= n_x \sigma g, \\ -C_P [\sin(\delta_{\text{п}} + \vartheta) + \Delta C_y(C_P, \delta_{\text{п}})] + C_{y0} &= \sigma g, \\ C_P [\bar{L}_{\text{п}} \sin(\delta_{\text{п}}) + \Delta m_z(C_P, \delta_{\text{п}})] + m_{z0} &= 0, \end{aligned} \quad (1)$$

где  $\sigma = 2m / (\rho V^2 S)$ ,  $\bar{L}_{\text{п}} = L_{\text{п}} / b_a$ ,  $a = n_x g$ ;  $b_a$  – средняя аэродинамическая хорда крыла;  $n_x$  – продольная перегрузка.

В данной системе уравнений неизвестными величинами являются:

- скорость полета;
- коэффициент тяги силовой установки  $C_P$ ;
- угол отклонения вектора тяги (пилона)  $\delta_{\text{п}}$ ;
- продольная перегрузка.

Два из неизвестных ( $C_P$  и  $\delta_{\text{п}}$ ) входят в уравнения в неявном виде  $\Delta C_x(C_P, \delta_{\text{п}})$ ,  $\Delta C_y(C_P, \delta_{\text{п}})$ ,  $\Delta m_z(C_P, \delta_{\text{п}})$ . Решение может быть получено при задании одного из неизвестных, либо получением уравнения связи.

Необходимо отметить, что вектор тяги силовой установки может не совпадать с углом отклонения пилона (элемента управления вектором тяги). Кроме того, существуют два варианта балансировки в полете:

- полная балансировка по силам и моментам;
- балансировка только по вертикальным силам и моментам.

В первом случае задается  $n_x = 0$ . Во втором случае, как правило, задается режим работы двигателя, т.е. уравнение связи.  $P_{\text{потр}} = P_{\text{расп}}(\varepsilon, V)$  при заданном значении  $\varepsilon$ .

На крейсерском режиме движения имеет место полная балансировка. Балансировочные значения неизвестных определяются методом последовательных приближений по  $C_P$  при заданных значениях  $\delta_{\text{п}}$ . Полученное значение  $C_P$  должно удовлетворять уравнению продольных сил и уравнению моментов. Из уравнения вертикальных сил определяется скорость полета и потребная тяга.

Для балансировки на переходных режимах полета ( $n_x \neq 0$ ) из уравнения моментов методом последовательных приближений определяется  $C_P$  при заданном значении  $\delta_{\text{п}}$ , по нему из уравнения вертикальных сил определяется скорость полета и потребная тяга силовой установки, которая сравнивается с располагаемой при заданном режиме работы. Методом последовательных приближений определяются  $C_P, V, \delta_{\text{п}}$ , при которых  $P_{\text{потр}} = P_{\text{расп}}$ . Для этого случая и определяется  $n_x$ . В общем случае при некоторых  $\delta_{\text{п}}$  решения может не быть, или оно находится вне области определения.

В результате расчета при заданных значениях угла тангажа, высоты полета, угла отклонения закрылка и режима работы двигателя получаем балансирующее значение ускорения и значения тяги двигателя, скорости полета и угла отклонения пилона.

Результаты расчета необходимо представить в виде графических зависимостей. Для этого выполняются расчеты в широком диапазоне углов тангажа, высот полета и углов отклонения закрылков при заданном режиме работы двигателя. Для представления результатов фиксируется один из параметров полета: либо угол тангажа, либо высота. Далее строятся графики, представляющие собой зависимости высоты полета от скорости при постоянных значениях угла отклонения закрылка, угла отклонения пилона, ускорения, либо графики  $\vartheta$  от  $V$  для тех же зависимостей.

Такое представление результатов позволяет подобрать оптимальное сочетание углов отклонения органов управления, соответствующее заданным условиям. Анализ полученных кривых дает возможность оценить управляемость и устойчивость экраноплана при движении с ускорением. Данная методика позволяет также подобрать и алгоритм торможения, т.е. выбрать схему управления экранопланом при переходе от крейсерского режима полета до момента касания воды. Методику также несложно распространить на экранопланы с аэродинамическими схемами, отличными от схемы экраноплана «Акваглайд». Математическая модель, предложенная в данной работе, позволяет расширить расчетные методы исследования устойчивости экранопланов и моделирования переходных процессов при произвольных возмущениях.

#### Библиографический список

1. Сеницын, Д.Н. Первый гражданский экраноплан «Амфистар» / Д.Н. Сеницын, А.И. Маскалик. – СПб.: Судостроение, 1999. – 112 с.
2. Болотин, А.А. Особенности математической модели ветро-волновых возмущений при исследовании мореходности экранопланов // Современные проблемы кораблестроения: сб. науч. тр. / НГТУ. – Н. Новгород, 2003.
3. Исследование аэродинамических характеристик модели экраноплана «Акваглайд». Технический отчет № 43197, ГНЦ РФ ФГУП «ЦНИИ им. акад. А.Н. Крылова. М., 2005.
4. Экранопланы. Особенности теории и проектирования / А.И. Маскалик [и др.]. – СПб.: Судостроение, 2000. – 320 с.

Дата поступления  
в редакцию 29.11.2013

**A.A. Bolotin**

#### MATHEMATICAL MODELING OF WIG VEHICLE MOTION DURING ITS TAKE-OFF RUN

Nizhny Novgorod state technical university n.a. R.E. Alexeev

One of the most complicated motion modes in WIG vehicle driving is the motion mode during the time after its take-off and before running at cruise. As a study object the WIG vehicle “Aquaglide” was chosen. “Aquaglide” is a five-seat ferry shuttle made by Nizhny Novgorod’s firm “Amphibious transport technologies”.

The objective is to develop a methodology of the flap and the rotary air propellers placed on the pylons coordinated control simulation. The solution is based on WIG vehicle motion dynamics equations. The considered problem reduces to the problem of WIG vehicle balancing calculation considering longitudinal overload. The unknown quantities are the values of engine thrust, airspeed, angle of pylon deviation and angle of flap deviation. Solution is found by method of successive approximations. Herewith we fix the flap deviation angle.

The results of the calculation must be submitted in the form of graphs. For this purpose, calculations are performed in a wide range of pitch angles, altitudes and the flap deviation angle for a given engine operation mode. This results representation allows us to find the optimal combination of the deviation angles of operating controls that meet predefined criteria.

*Key words.* WIG vehicle; motion equation; balancing; direct-axis acceleration; optimal driving.