

УДК 533.657

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ КАЧКИ ГИДРОСАМОЛЕТА НА РЕЖИМЕ ДРЕЙФА

А.В. Власов¹, А.Н. Варюхин², М.А. Овдиенко³

¹vav-94@yandex.ru, ²a.varyukhin@yandex.ru, ³m.a.ovdienko@gmail.com

¹ФГУП «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского» (ЦАГИ)
¹⁻³ФГАОУ ВО «Московский физико-технический институт (государственный университет)» (МФТИ)

Поступила в редакцию 28.03.2018

Аннотация. Разработана математическая модель динамики пространственной качки гидросамолета в условиях регулярного и нерегулярного волнения на режиме дрейфа. Модель основана на подходах, применяемых при решении задачи качки судов, но с учетом существенных различий в геометрических соотношениях между судном и гидросамолетом. Учитываются только вертикальные колебания и колебания по углу дифферента и крена. С целью верификации матмодели были выполнены расчеты динамики бортовой и килевой качки модели гидросамолета в условиях регулярного волнения и выполнено сопоставление результатов расчета и эксперимента в опытовом бассейне. Получены некоторые результаты поведения гидросамолета в условиях нерегулярного волнения, позволяющие спрогнозировать предельно допустимый уровень волнения.

Ключевые слова: гидросамолет самолет-амфибия; нерегулярное волнение; качка; высота волны; мореходность; линейная модель волнения; опытовый бассейн; матмодель; метод плоских поперечных сечений.

ВВЕДЕНИЕ

Работа посвящена построению математической модели качки гидросамолета на режиме дрейфа в условиях волнения. Для самолетов-амфибий и гидросамолетов этот режим очень важен, т.к. значительную часть времени они проводят на воде, а морская поверхность крайне редко бывает спокойной. Основными характеристиками для гидросамолета в этом режиме являются амплитуды и частоты вертикальных и угловых колебаний.

Задача о колебании гидросамолета на воде несколько отличается от качки корабля, хотя и имеет много общего. Это связано в первую очередь с существенными различиями в геометрических соотношениях между кораблем и гидросамолетом. Несмотря на большое число работ, посвященных поведению судов на волнении, качка гидросамолетов обделена вниманием.

Особенно это касается опубликованных экспериментальных данных.

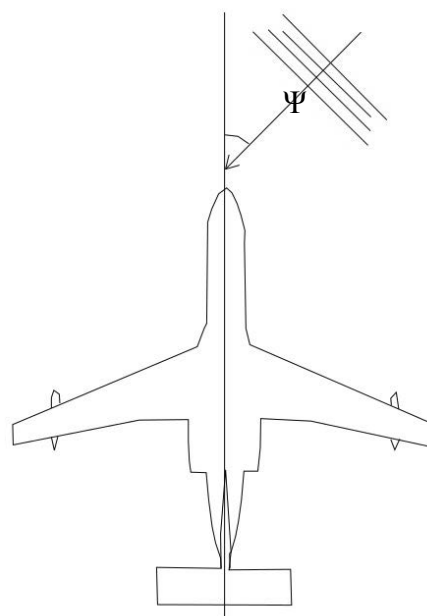


Рис. 1. Схема набегавшей волны

В работе рассматривается гидросамолет стандартной схемы, типа летающая лодка. Учитываются только вертикальные колебания и колебания по углам дифферента и крена. Продольная скорость самолета считается около нулевой, т.е. моделируется режим дрейфа и маневрирования. Волна набегает на самолет под углом к продольной оси (рис. 1). Далее будет отдельно рассмотрена модель морского волнения.

МОДЕЛЬ МОРСКОГО ВОЛНЕНИЯ

Нерегулярное морское волнение в линейной постановке можно представить в виде бесконечной суммы гармонических волн [1] и [3]. Мы же, приближенно, будем считать эту сумму конечной

$$\eta(t, x, z) = \sum_{i=1}^{N_w} \sum_{k=1}^{N_\psi} a_{ik} \cos \{ \omega_{ik} t - \frac{\omega_{ik}^2}{g} [x \cos(\psi - \psi_{1ik}) + z \sin(\psi - \psi_{1ik})] + \varphi_{ik} \},$$

где $\psi - \psi_{1ik}$ – разница между генеральным направлением распространения волн и направлением распространения заданной составляющей, ω_{ik} – частота, φ_{ik} – фаза, a_{ik} – амплитуда составляющей волны.

$$a_{ik} = \sqrt{2S(\omega_{ik}, \psi_{1ik}) \Delta\omega \cdot \Delta\psi_1}$$

При этом

$$\Delta\omega = \frac{\omega_{\max} - \omega_{\min}}{N_w}, \quad \Delta\psi_1 = \frac{\psi_{1\max} - \psi_{1\min}}{N_{\psi_1}}.$$

Существуют различные модели спектра морского волнения. В данной работе мы будем использовать выражение, предложенное в работе [2].

$$S(\omega, \psi_1) = \frac{2}{\pi} 9,43 \frac{D}{\bar{\omega}} \left(\frac{\omega_m}{\omega} \right)^6 e^{-1,5 \left(\frac{\omega_m}{\omega} \right)^4} \cos^2 \psi_1,$$

где D – дисперсия волнения, $\bar{\omega}$ – средняя частота волнения, а $\omega_m = 0,77 \bar{\omega}$ – частота на которой двумерный спектр волнения $S(\omega, \psi_1)$ имеет максимум (рис. 2).

В отечественной практике принято описывать нерегулярное волнение высотой волны 3% обеспеченности $h_{3\%}$. Упрощенно это можно характеризовать тем, что при

наблюдении за волнением 3% волн будут иметь высоту не менее, чем $h_{3\%}$.

Дисперсия и средняя частота зависят от высоты волны 3% обеспеченности следующим образом

$$D = 0,143 \left(\frac{h_{3\%}}{2} \right)^2, \quad \bar{\omega} = \frac{2\pi}{3,3 \sqrt{h_{3\%}}}$$

Выполнив математические выкладки, можно перейти от двумерного энергетического спектра к одномерному

$$\eta(t, x, z) = \sum_{i=1}^{N_w} a_i \sum_{j=1}^{N_\psi} \cos \{ \omega_i t - \frac{\omega_i^2}{g} [x \cos(\psi - \psi_{1j}) + z \sin(\psi - \psi_{1j})] + \varphi_i \} \cos^2 \psi_{1j},$$

где

$$a_i = \frac{2}{\pi} \sqrt{2 \cdot S_1(\omega_i) \Delta\omega \cdot \Delta\psi_1}, \quad \Delta\omega = \frac{2\omega_m}{N_w}, \quad \Delta\psi_1 = \frac{\pi}{N_{\psi_1}},$$

при этом

$$S_1(\omega) = 9,43 \frac{D}{\bar{\omega}} \left(\frac{\omega_m}{\omega} \right)^6 e^{-1,5 \left(\frac{\omega_m}{\omega} \right)^4}.$$

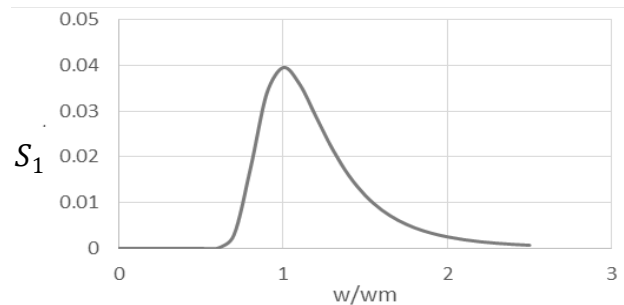


Рис. 2. Одномерный энергетический спектр волнения $h_{3\%} = 1$ м

В данной модели фаза i -ой составляющей волны φ_i берется случайным образом в пределах от 0 до 2π . Случайная частота ω_i i -ой составляющей имеет пределы от $0,5 \omega_m$ до $2,5 \omega_m$, а угол распространения ψ_{1j} j -ой составляющей меняется от $-\frac{\pi}{2}$ до $\frac{\pi}{2}$ относительно угла генерального распространения ψ . Все случай-

ные величины берутся исходя из равномерного распределения.

УРАВНЕНИЯ ДИНАМИКИ

Основой для расчета динамики движения гидросамолета при качке на воде является гипотеза поперечных плоских сечений, смысл которой заключается в том, что гидродинамические силы, действующие на каждое отдельное сечение, не зависят от других сечений. Рассмотрим режим плавания гидросамолета, одно из поперечных сечений которого схематично представлено на рис. 3.

Одним из основных допущений является то, что мы пренебрегаем поперечным моментом, возникающем на фюзеляже, по сравнению с моментом от поплавков. Это обосновано тем, что расстояние от плоскости симметрии самолета до поплавка значительно больше ширины фюзеляжа, соответственно, и возникающий на поплавке поперечный момент намного превосходит поперечный момент фюзеляжа.

Вертикальные размеры поплавков и расстояние между уровнем спокойной воды и килем поплавка соизмеримы с высотой волн и размахом вертикальных колебаний. Поэтому колебания гидросамолета по крену

нельзя рассматривать без учета вертикальных колебаний. Уравнения движения по крену существенно нелинейны. При рассмотрении колебаний на значительном волнении, когда высота волны соизмерима с осадкой гидросамолета, необходимо учитывать нелинейность в уравнениях, определяющих вертикальную и килевую качку.

Вертикальная сила, действующая на заданное сечение фюзеляжа, определяется следующим выражением

$$f(\xi, \dot{\xi}, \ddot{\xi}) = f_{гс} + f_{д} + \frac{d(m \cdot \dot{\xi})}{dt},$$

где $\xi = \eta - y$ – погружение сечения, $f_{гс}$ – гидростатическая составляющая, $f_{д} = 2A\rho b(\xi)\dot{\xi}$ – демпфирующая составляющая, пропорциональная ширине погруженной части $2b(\xi)$, $m = \frac{\pi}{2}\rho b^2(\xi)$ – присоединенная масса сечения. Суммарная вертикальная сила Y_{ϕ} , действующая на фюзеляж гидросамолета, вычисляется интегрированием по смоченной длине

$$Y_{\phi} = \int_{l_{н}}^{-l_{к}} f(x) dx. \quad (1)$$

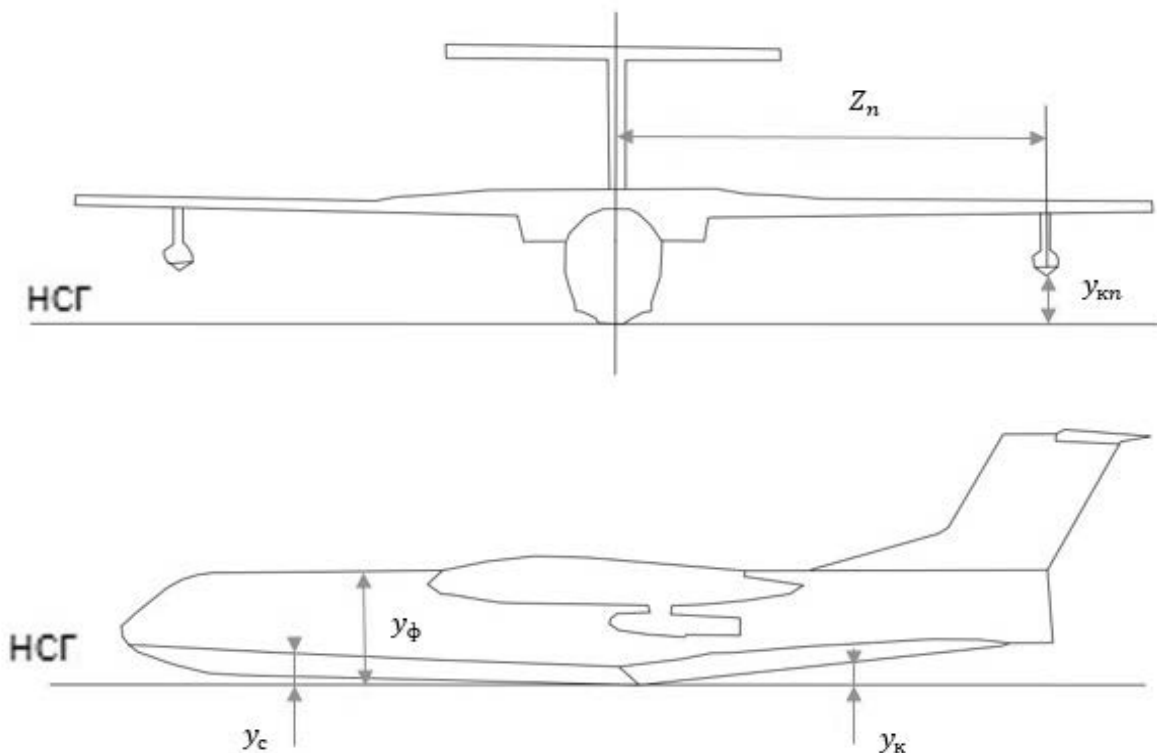


Рис. 3. Схема использованных обозначений

Суммарный момент:

$$M_{z\phi} = \int_{l_H}^{-l_K} f(x) \cdot x dx, \quad (2)$$

где l_K и l_H – длины кормовой и носовой части.

Величина силы $f(x)$, действующей на поперечное сечение, и присоединенной массы m определяется различными случаями погружения фюзеляжа в воду:

1) киль фюзеляжа в воздухе

$$\xi(x) \leq y_k(x),$$

$$f(x) = 0, \quad m = 0;$$

2) киль в воде, скула в воздухе

$$y_k(x) < \xi(x) \leq y_c(x),$$

$$f(x) = \frac{\rho}{\text{tg}\beta} (\xi - y_k) [g(\xi - y_k) + (A + \frac{\pi}{\text{tg}\beta} \dot{\xi}) \dot{\xi} + \frac{\pi}{2\text{tg}\beta} \ddot{\eta}] - \frac{\rho\pi}{\text{tg}^2\beta} (\xi - y_k)^2 (\ddot{y} + x\ddot{\theta}), \quad (3)$$

$$m = \rho \frac{\pi}{2\text{tg}^2\beta} (\xi - y_k)^2; \quad (4)$$

3) скула в воде, верхняя часть сечения фюзеляжа в воздухе

$$y_c(x) < \xi(x) \leq y_\phi(x),$$

$$f(x) = \rho b_c [g(b_c \text{tg}\beta + 2(\xi - y_c)) + A\dot{\xi} + \frac{\pi}{2} b_c \ddot{\eta}] - \rho \frac{\pi}{2} b_c^2 (\ddot{y} + x\ddot{\theta}), \quad (5)$$

$$m = \rho \frac{\pi}{2} b_c^2; \quad (6)$$

4) сечение фюзеляжа полностью погружено в воду

$$\xi(x) > y_\phi(x),$$

$$f(x) = \rho b_c [g(b_c \text{tg}\beta + 2(y_\phi - y_c)) + A\dot{\xi} + \frac{\pi}{2} b_c \ddot{\eta}] - \rho \frac{\pi}{2} b_c^2 (\ddot{y} + x\ddot{\theta}), \quad (7)$$

$$m = \rho \frac{\pi}{2} b_c^2. \quad (8)$$

Вертикальные силы, действующие на подкрыльевые поплавки, вычисляются аналогично силам, действующим на фюзеляж. В то же время, т.к. обычно длины волн существенно больше длины поплавков, можно использовать приближенную методику и

уйти от необходимости суммирования составляющих сил в каждом сечении. Будем аппроксимировать контур сечения поплавка $b(\xi_n)$ синусоидой.

$$b(\xi_n) = b_n \sin\left(\frac{\pi}{h_n} (\xi_n - y_k)\right) \quad (9)$$

при $y_{kn} < \xi_n < y_e$,

$b(\xi_n) = 0$ в остальных случаях

где y_k и y_e – координаты нижней и верхней точек поплавка по оси Y .

Получаются следующие выражения для определения сил, действующих на поплавки:

1) поплавок в воздухе

$$\xi_n \leq y_{kn}, \quad Y_n = 0$$

2) часть поплавка в воде

$$y_{kn} < \xi_n < y_e,$$

$$Y_n = \rho l_n [gV_n + b_1 A \dot{\xi}_n + \pi b \dot{b} \dot{\xi}_n + \frac{\pi}{2} b_1^2 \ddot{\eta}] - \rho \frac{\pi}{2} b_1^2 l_n (\ddot{y} + x_n \ddot{\theta} + z_n \ddot{y}) \quad (10)$$

$$\text{где } V_n = 2b_n \frac{h_n}{\pi} \left[1 - \cos\left(\frac{\pi}{h_n} (\xi_n - y_k)\right) \right],$$

$$b = b_n \sin\left(\frac{\pi}{h_n} (\xi_n - y_k)\right),$$

$$\dot{b} = \frac{\pi}{h_n} b_n \cos\left(\frac{\pi}{h_n} (\xi_n - y_k)\right) \dot{\xi}_n,$$

$$b_1 = b \text{ при } \xi_n < y_k + \frac{h_n}{2}$$

$$b_1 = b_n \text{ при } \xi_n \geq y_k + \frac{h_n}{2}$$

3) поплавок полностью погружен в воду

$$\xi_n \geq y_e,$$

$$Y_n = \rho l_n \left[4g b_n \frac{h_n}{\pi} + b_n A \dot{\xi}_n + \frac{\pi}{2} b_1^2 \ddot{\eta} \right] - \rho \frac{\pi}{2} b_n^2 l_n (\ddot{y} + x_n \ddot{\theta} + z_n \ddot{y}) \quad (11)$$

Обозначим за $Y_{пл}$ и $Y_{ппр}$ силы, действующие на левый и правый поплавок соответственно. D – вес самолета, $h_{цм}$ – высота его центра масс. Далее из (3)–(11) переносим члены, содержащие вторые производные \ddot{y} , $\ddot{\theta}$ и \ddot{y} , в правую часть, в результате чего получим систему уравнений, которую

окончательном виде можно записать следующим образом

$$a_{11}\ddot{y} + a_{12}\ddot{\theta} + a_{13}\ddot{\gamma} = Y'_{\phi} + Y'_{\text{пл}} + Y'_{\text{ппр}} - D,$$

$$a_{21}\ddot{y} + a_{22}\ddot{\theta} + a_{23}\ddot{\gamma} = M'_{z\phi} + (Y'_{\text{пл}} + Y'_{\text{ппр}})x_n,$$

$$a_{31}\ddot{y} + a_{32}\ddot{\theta} + a_{33}\ddot{\gamma} = (Y'_{\text{ппр}} - Y'_{\text{пл}})z_n + D \cdot h_{\text{цм}} \sin \gamma,$$

где

$$a_{11} = \frac{D}{g} + \int_{l_n}^{-l_k} \Delta m(\xi) dx + \Delta m_{\text{пл}} + \Delta m_{\text{ппр}},$$

$$a_{22} = \frac{D}{g} R_z^2 + \int_{l_n}^{-l_k} \Delta m(\xi) x^2 dx + x_n^2 (\Delta m_{\text{пл}} + \Delta m_{\text{ппр}}),$$

$$a_{33} = \frac{D}{g} R_x^2 + z_n^2 (\Delta m_{\text{пл}} + \Delta m_{\text{ппр}}),$$

$$a_{12} = a_{21} = \int_{l_n}^{-l_k} \Delta m(\xi) x dx - x_n (\Delta m_{\text{пл}} + \Delta m_{\text{ппр}}),$$

$$a_{13} = a_{31} = z_n (\Delta m_{\text{пл}} - \Delta m_{\text{ппр}}),$$

$$a_{23} = a_{32} = x_n z_n (\Delta m_{\text{пл}} - \Delta m_{\text{ппр}}).$$

Причем штрихованные силы и моменты для фюзеляжа будут определяться по (1)–(2) почти так же, как в (3)–(7), только без членов, содержащих вторые производные \ddot{y} , $\ddot{\theta}$ и $\ddot{\gamma}$

$$1) \text{ при } \xi(x) \leq y_k(x)$$

$$f(x) = 0;$$

$$2) \text{ при } y_k(x) < \xi(x) \leq y_c(x)$$

$$f(x) = \frac{\rho}{tg\beta} (\xi - y_k) [g(\xi - y_k) + (A + \frac{\pi}{tg\beta} \dot{\xi}) \dot{\xi} + \frac{\pi}{2tg\beta} \ddot{\eta}];$$

$$3) \text{ при } y_c(x) < \xi(x) \leq y_{\phi}(x)$$

$$f(x) = \rho b_c [g(b_c tg\beta + 2(\xi - y_c)) + A \dot{\xi} + \frac{\pi}{2} b_c \ddot{\eta}];$$

$$4) \text{ при } \xi(x) > y_{\phi}(x)$$

$$f(x) = \rho b_c [g(b_c tg\beta + 2(y_{\phi} - y_c)) + A \dot{\xi} + \frac{\pi}{2} b_c \ddot{\eta}];$$

Аналогично для поплавков из (9)–(11) получим:

$$1) \text{ при } \xi_n \leq y_k$$

$$Y'_n = 0;$$

$$2) \text{ при } y_k < \xi_n < y_e$$

$$Y'_n = \rho l_n [g V_n + b_1 A \dot{\xi}_n + \pi b b \dot{\xi}_n + \frac{\pi}{2} b_1^2 \ddot{\eta}];$$

$$b_1 = b \text{ при } \xi_n < y_k + \frac{h_n}{2};$$

$$b_1 = b_n \text{ при } \xi_n \geq y_k + \frac{h_n}{2};$$

$$3) \text{ при } \xi_n \geq y_e$$

$$Y'_n = \rho l_n \left[4 g b_n \frac{h_n}{\pi} + b_n A \dot{\xi}_n + \frac{\pi}{2} b_1^2 \ddot{\eta} \right].$$

ДОПОЛНЕНИЕ К УРАВНЕНИЯМ ДВИЖЕНИЯ

Можно учесть присоединенную массу воздуха горизонтального оперения. Пусть l_k – длина крыла, а h_k – его средняя аэродинамическая хорда, тогда для оценки можно пренебречь формой крыла и считать его прямоугольным. Очевидно, что крыло может дать поправку только на момент крена, не делая при этом вклада в продольный момент.

Распишем силу и момент, создаваемые крылом

$$F_k = \int_{-l_k}^{l_k} \rho \frac{\pi}{2} h_k^2 \cdot (\ddot{y} + x \ddot{\gamma}) dx = \rho \pi h_k^2 l_k \ddot{y},$$

$$M_k = \int_{-l_k}^{l_k} x \cdot \rho \frac{\pi}{2} h_k^2 \cdot (\ddot{y} + x \ddot{\gamma}) dx = \rho \pi h_k^2 \frac{l_k^3}{3} \ddot{\gamma}.$$

Забегая вперед, даже грубые оценки силы F_k показывают, что она значительно меньше остальных сил, действующих на самолет, и не может оказать существенного влияния на колебания самолета. Аналогичная сила, создаваемая задним горизонтальным оперением, существенно меньше ввиду его малых размеров. Поэтому основная поправка, которую оно может внести, это поправка на продольный момент.

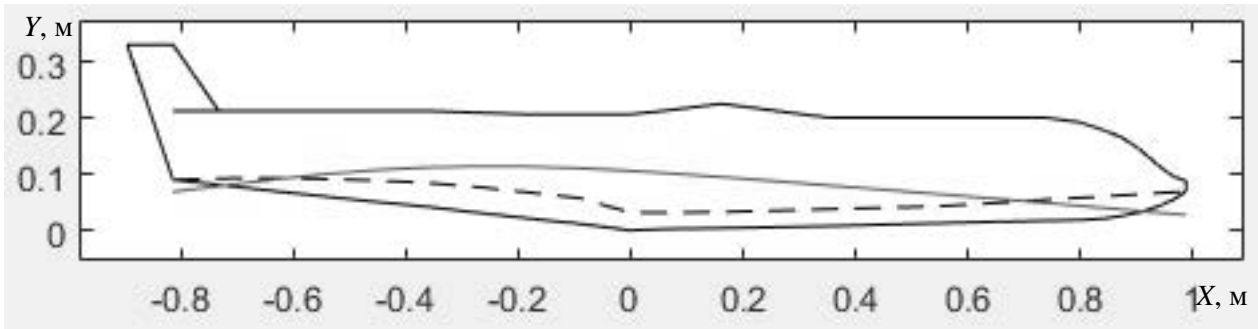


Рис. 4. Визуализация волнения и положения гидросамолета в продольной плоскости

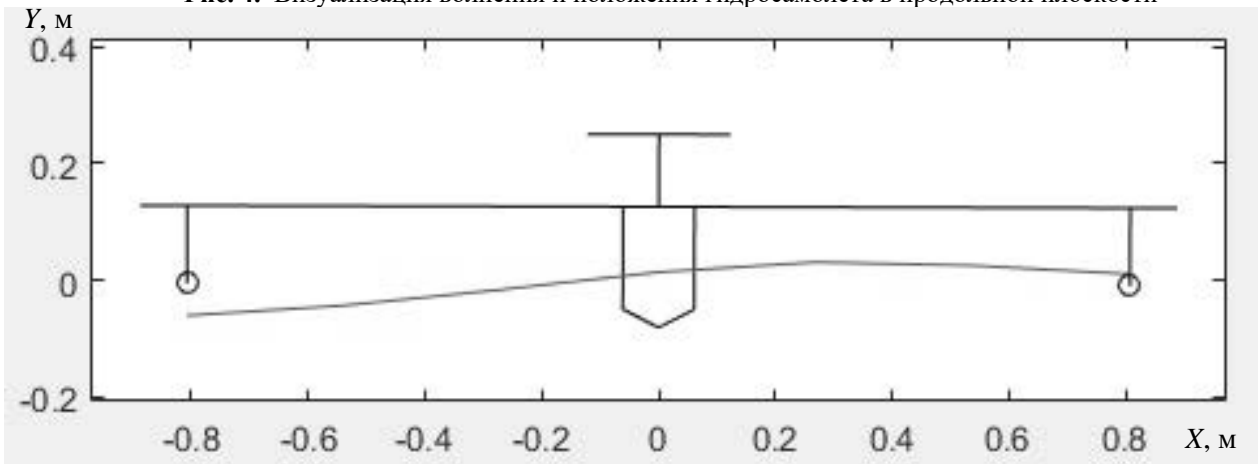


Рис. 5. Визуализация волнения и положения гидросамолета в поперечной плоскости

Приближенно можно записать

$$M_{z_0} = \rho \pi h_{z_0}^2 l_{z_0} \cdot r_{z_0} (\ddot{y} + r_{z_0} \ddot{\theta}),$$

где r_{z_0} – проекция расстояния от центра масс самолета до заднего горизонтального оперенья на горизонтальную плоскость самолета.

Численные расчеты показали, что добавление этих моментов не оказывает сколько-нибудь заметного влияния на итоговое решение, поэтому в численных расчетах можно обойтись без них.

Система уравнений решается численно методом Рунге-Кутты 4-го порядка, для ее решения была написана вычислительная программа в среде Matlab. В программе предусмотрена возможность визуализации (рис. 4 и 5), а также вывод графиков изменения вертикального положения y и углов дифферента θ и крена γ (рис. 5–11).

СРАВНЕНИЕ РАСЧЕТНЫХ ДАННЫХ С ЭКСПЕРИМЕНТОМ

Для верификации данной модели была проведена серия экспериментов в опытовом бассейне ЦАГИ. Модель самолета-амфибии в масштабе 1:16 подвергалась воздействию

поперечного и продольного волнения. В расчете данное волнение считалось регулярным и задавалось в виде синусоиды с заданной амплитудой. Сравнение результатов эксперимента и расчета показали хорошую точность данной модели (рис. 6–11). На рис. 6–9 представлены два опыта и расчеты для продольной качки, а на рис. 10–12 два опыта и расчеты для поперечной качки. Небольшие отклонения могут быть связаны с ошибками в измерениях параметров модели самолета, а также с тем, что данная математическая модель подразумевает свободно плавающий гидросамолет, что не совсем верно для проведенного эксперимента.

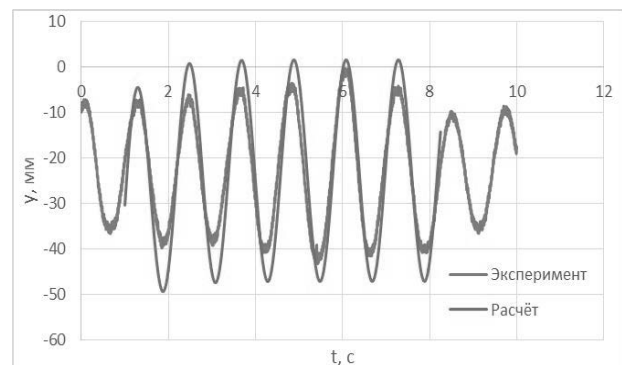


Рис. 6. Вертикальные колебания

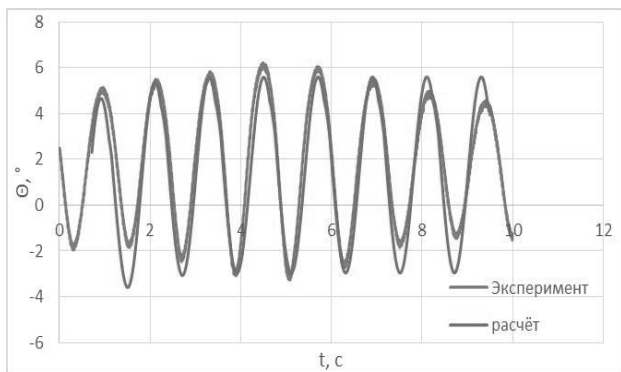


Рис. 7. Колебания по углу дифферента

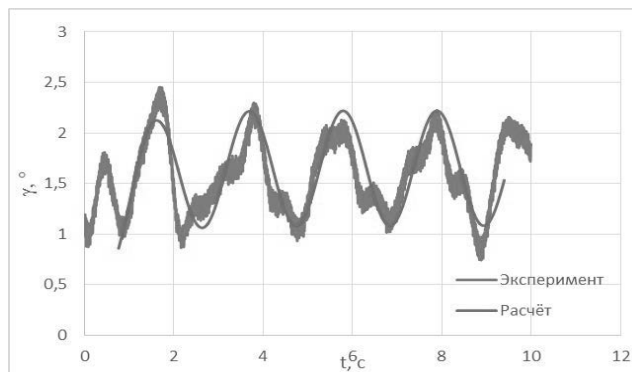


Рис. 11. Колебания по углу крена.

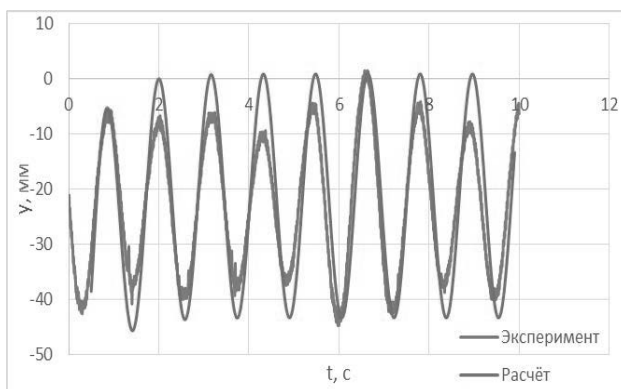


Рис. 8. Вертикальные колебания

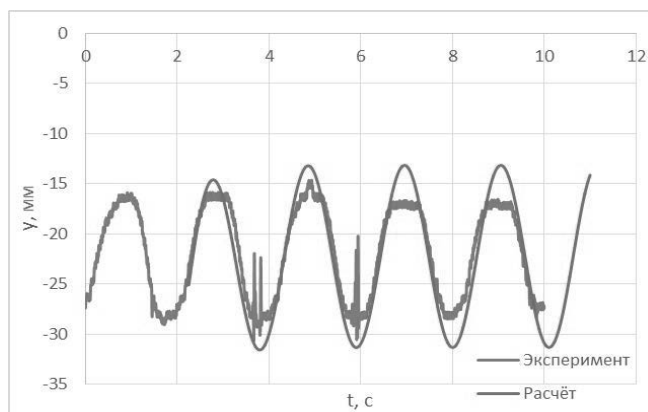


Рис. 12. Вертикальных колебаний.

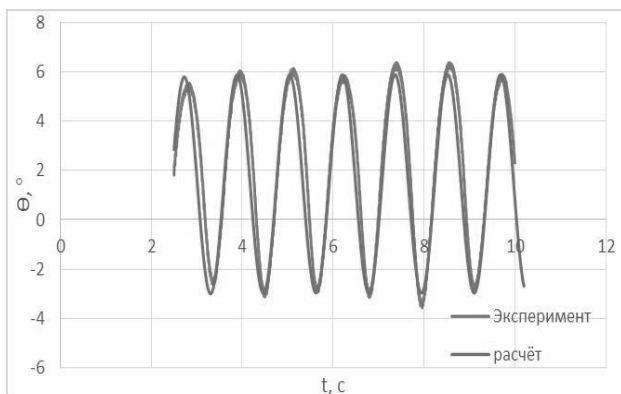


Рис. 9. Колебания по углу дифферента

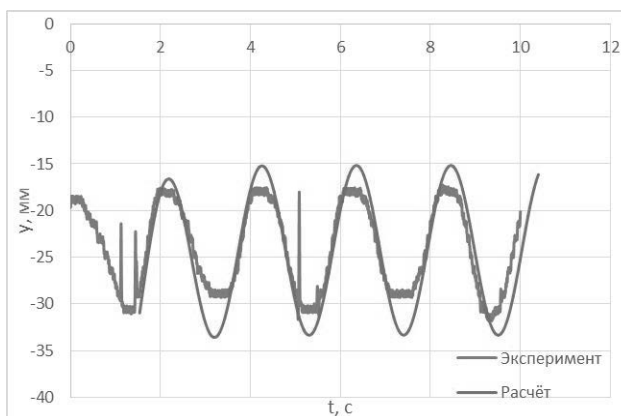
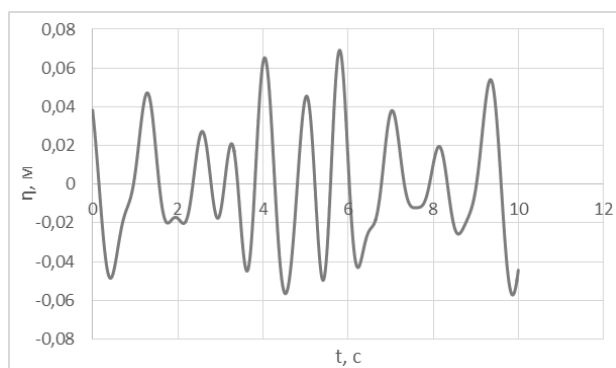


Рис. 10. Вертикальные колебания

КОЛЕБАНИЯ В УСЛОВИЯХ НЕРЕГУЛЯРНОГО ВОЛНЕНИЯ

Были проведены численные расчеты модели самолета-амфибии в масштабе 1:16 на нерегулярных волнах с высотами 3% обеспеченности $h_{3\%} = 0,0625$, $h_{3\%} = 0,1$, $h_{3\%} = 0,125$ и углами генерального распространения волны $\psi = 0$, $\psi = \frac{\pi}{4}$, $\psi = \frac{\pi}{2}$

(рис. 13–16). Нерегулярная волна считалась в соответствии с формулами из п. «Модель морского волнения», $N_\omega = 50$, $N_\psi = 10$.

Рис. 13. Колебания волны $h_{3\%} = 0,1$, $\psi = 0$

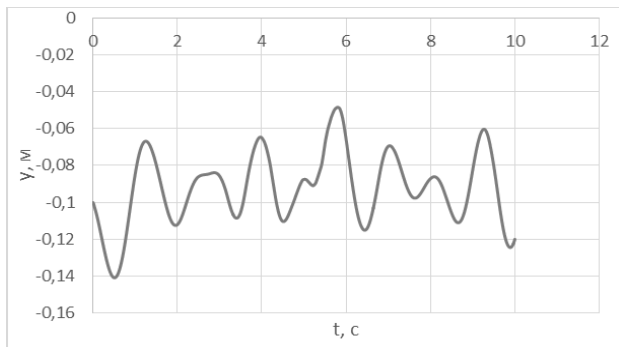


Рис. 14. Вертикальные колебания $h_{3\%} = 0,1, \psi = 0$

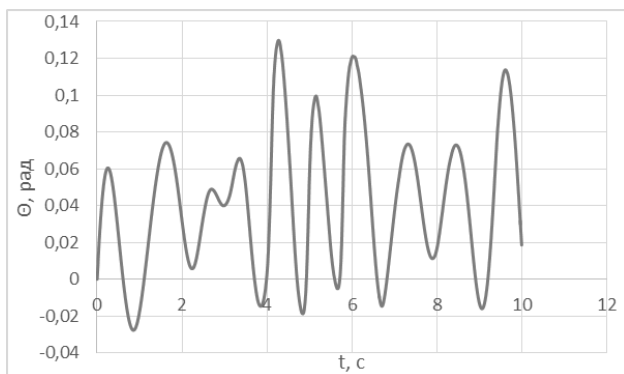


Рис. 15. Колебания по углу дифферента $h_{3\%} = 0,1, \psi = 0$

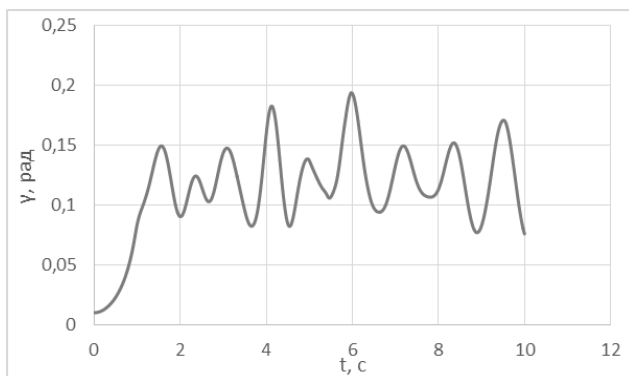


Рис. 16. Колебания по углу крена $h_{3\%} = 0,1, \psi = 0$

ДОПУСТИМЫЕ ВОЛНЫ ДЛЯ МОДЕЛИ САМОЛЕТА-АМФИБИИ

Наиболее важный результат, который позволяет получить данная программа – это высоты волн, при которых происходит зарыв волной частей самолета: хвоста или крыла. Этот параметр определяет максимально допустимое волнение, а как следствие, и мореходность гидросамолета.

В табл. 1 представлены максимально допустимые высоты волн 3% обеспеченности для модели современного самолета-амфибии при разных направлениях генерального распространения волн.

Таблица 1
Максимально допустимые высоты волн 3% обеспеченности для модели современного самолета-амфибии

Угол генерального распространения волн	Макс. допустимая волна 3% обеспеченности для модели	Макс. допустимая волна 3% обеспеченности для природы
$\psi = 0$	0,18 м	2,9 м
$\psi = \frac{\pi}{4}$	0,18 м	2,9 м
$\psi = \frac{\pi}{2}$	0,22 м	3,5 м

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Построена математическая модель волнения и качки самолета и выполнена ее верификация на экспериментальных данных. Эксперимент показал, что данная математическая модель достаточно точно описывает поведение самолета на волне, что подтверждает правильность допущений, сделанных при разработке модели. Также была выполнена серия расчетов качки гидросамолета на нерегулярном волнении с разными высотами волн 3% обеспеченности и разными направлениями генерального распространения.

В ходе анализа этих расчетов было выявлено, что с увеличением угла генерального распространения от 0 до $\frac{\pi}{2}$ увеличивается амплитуда колебаний по крену и уменьшается амплитуда колебаний по углу дифферента. На вертикальные колебания угол генерального распространения волн практически не влияет. Увеличение высоты волны $h_{3\%}$ приводит к увеличению всех видов колебаний. Эти закономерности вполне очевидны и могут выступать лишь в роли еще одного подтверждения корректности математической модели, построенной в данной работе.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Справочник** по теории корабля / Войткунский Я. И. и др. в 3 т. Л.: Судостроение, 1985 г. [Y. I. Vojtkunskiy «Handbook of ship theory”, in Sudostroenie, 1985]

2. **ОСТ 5.1003-80.** Методика расчета качки водоизмещающих кораблей и судов. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.twirpx.com/file/1642476/> (дата обращения 12.03.2018) [OST 5.1003-80. (2018, Mar. 12) *Method of calculation of pitching of displacement ships and vessels*, (2018, Mar. 12) (in Russian) [Online]. Available: <https://www.twirpx.com/file/1642476/>]

3. **Бородай И. К., Нецветаев Ю. А.** Мореходность судов // Судостроение, 1982. [I. K. Boroday, U. A. Necvetaev “Seakeeping of vessels”, Sudostroenie, 1982]

ОБ АВТОРАХ

ВЛАСОВ Артур Вадимович, студ. каф. «Теоретическая и прикладная аэрогидродинамика» (МФТИ(ГУ), 2018). Иссл. в обл. гидродинамики морских летательных аппаратов, скоростной гидродинамики, быстрого входа тел в воду.

ВАРЮХИН Антон Николаевич, канд. техн. наук, ст. науч. сотр. «Лаборатории автономных систем» (МФТИ(ГУ), 2005). Иссл. в обл. гидродинамики морских летательных аппаратов, скоростной гидродинамики.

ОВДИЕНКО Максим Александрович, асп. каф. «Теоретическая и прикладная аэрогидродинамика» (МФТИ(ГУ), 2012). Иссл. в обл. гидродинамики морских летательных аппаратов.

METADATA

Title: Mathematical model of the pitching seaplane on the mode drift

Authors: A. V. Vlasov¹, A. N. Varyukhin², M. A. Ovdienko³

Affiliation:

¹ Central Aero hydrodynamic Institute, Russia.

¹⁻³ Moscow Institute of Physics and technology, Russia.

Email: ¹ vav-94@yandex.ru, ² a.varyukhin@yandex.ru,

³ m.a.ovdienko@gmail.com

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University),), vol. 22, no. 1 (79), pp. 58-66, 2018. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: The mathematical model of the dynamics of pitching seaplane under conditions of regular and irregular excitement on the mode drift is developed. The model is based on the ways that is used in solving the problem of pumping ships, but it considers the significant differences in the geometry between ships and seaplanes. Only vertical vibrations and oscillations of the angle of pitch and roll is considered. For verification of matmodel calculations of the dynamics of rolling and pitching motion of the model of a seaplane in conditions of the regular waves were made and the results of calculation and experiment in the testing pool was compared. Some results of the behavior of the seaplane under conditions of irregular excitement, allowing to predict the maximum permissible level of excitement, are obtained.

Key words: seaplane; amphibious aircraft; irregular waves; pitching; wave height; seakeeping; linear wave theory;

towing tank; mathematical model; method of cross sections

About authors:

VLASOV, Artur Vadimovich, student of the Department "Theoretical and applied Aero-hydrodynamics" (MIPT, 2018), hydrodynamics of marine aircrafts, planing, fast entry of bodies into the water.

VARYUKHIN, Anton Nikolaevich, senior researcher of the laboratory of Autonomous systems (MIPT 2005), hydrodynamics of marine aircrafts, high-speed hydrodynamics.

OVDIENKO, Maxim Aleksandrovich, post-graduate student of the Department "Theoretical and applied hydrodynamics" (MIPT 2012), hydrodynamics of marine air-crafts.