

УДК 629.735.45

РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИКИ АВАРИЙНОГО ПРИВОДНЕНИЯ ЛЁГКОГО МНОГОЦЕЛЕВОГО ВЕРТОЛЁТА

© 2012 С. А. Михайлов¹, Д. В. Неделько², Т. А. Мухаметшин²,
А. Н. Беляевский³, Л. Г. Гонцова³

¹Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А.Н. Туполева – КАИ

²ОАО «КВЗ»

³ФГУП «ЦАГИ им. Н. Е. Жуковского»

Рассмотрены вопросы исследования динамических условий аварийного приводнения лёгкого многоцелевого вертолётa. Обобщены результаты расчётных и экспериментальных работ. Показана возможность применения расчётного моделирования для решения задачи динамического нагружения вертолётa при его входе в воду.

Вертолёт, испытания, аварийное приводнение вертолётa.

Решению проблемы выживания пассажиров и экипажей вертолётov при вынужденной посадке на водную поверхность уделяется особое внимание специалистов всех ведущих мировых вертолётных фирм [1], [2]. Повышение требований надёжности и безопасности эксплуатации вертолётной техники при полётах над водой в последнее время приобрело особую актуальность в связи с освоением шельфовых месторождений нефти и газа. Для обеспечения необходимого уровня безопасности в процессе вынужденного приводнения должен быть рассмотрен и обеспечен большой комплекс технических мероприятий, включая расчётные и экспериментальные исследования. Основные требования к условиям

вынужденного приводнения вертолётa содержатся в существующих нормах АП-29 (FAR-29) [3], в соответствии с которыми особенности такого процесса должны быть подробно исследованы для каждого конкретного вертолётa с учётом его конфигурации и формы основных элементов системы аварийного приводнения (АПВ). В настоящей работе авторами обобщены результаты выполненного исследования безопасности аварийного приводнения лёгкого многоцелевого вертолётa АНСАТ (рис. 1а).

За основу данного исследования взяты результаты испытаний динамически подобной модели вертолётa с системой АПВ, общий вид которой приведён на рис.1б.



а



б

Рис. 1

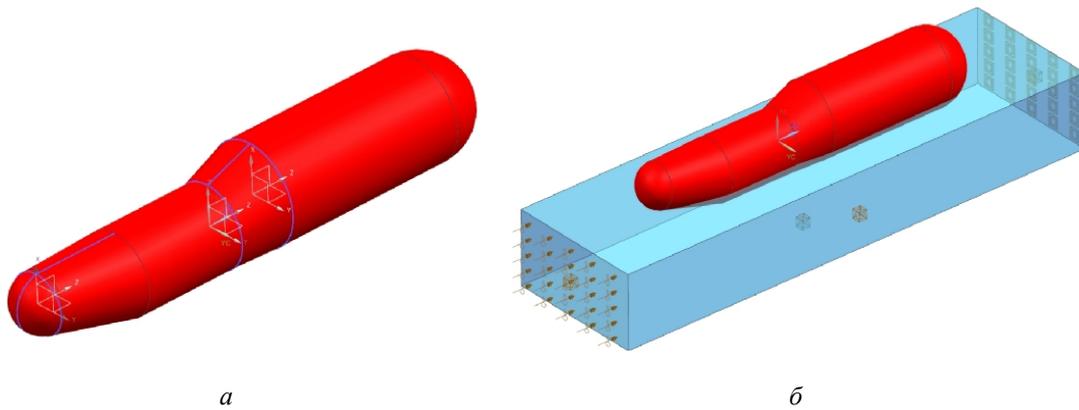


Рис. 2

Испытания динамически подобной модели вертолёта в соответствии с требованиями п.п. 29.563, 29.801 АП-29 [3] были проведены в опытовом бассейне ФГУП «ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского». В процессе этих испытаний подвижная тележка с записывающей аппаратурой разгонялась до заданной скорости и выполнялся сброс модели с катапульты при заданных углах тангажа, крена и рыскания, а также при заданной вертикальной скорости.

Для исследования особенностей гидродинамических характеристик баллонов системы АПВ была выполнена серия расчётов с применением комплекса «NX-Flow». При этом была задана геометрия баллона (без учёта упругости) и

смоделировано его обтекание потоком жидкости при различных величинах глубины погружения и разных скоростях потока. Расчётная модель баллона и модель обтекания приведены на рис. 2а и 2б. Модель учитывает условия турбулентных обтеканий и фактор торможения потока жидкости.

На рис. 3 приведены результаты расчёта величины силы сопротивления баллона при его продольном обтекании потоком жидкости для различных скоростей обтекания и углов атаки. На основании анализа выполненных расчётов и анализа требований п. 29.521 Норм [3] принято, что коэффициент лобового сопротивления баллона $C_x = 0,25$.

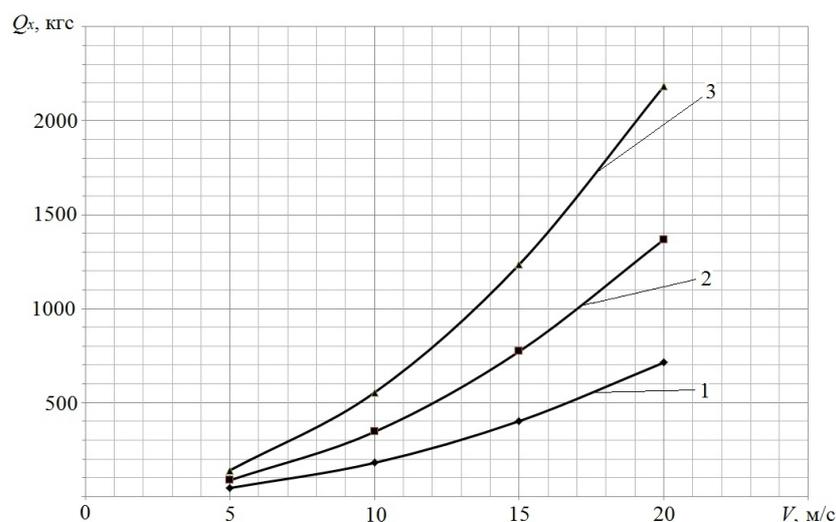


Рис. 3. Сила сопротивления:

1 – глубина погружения 200 мм, 2 – глубина погружения 300 мм, 3 – глубина погружения 400 мм

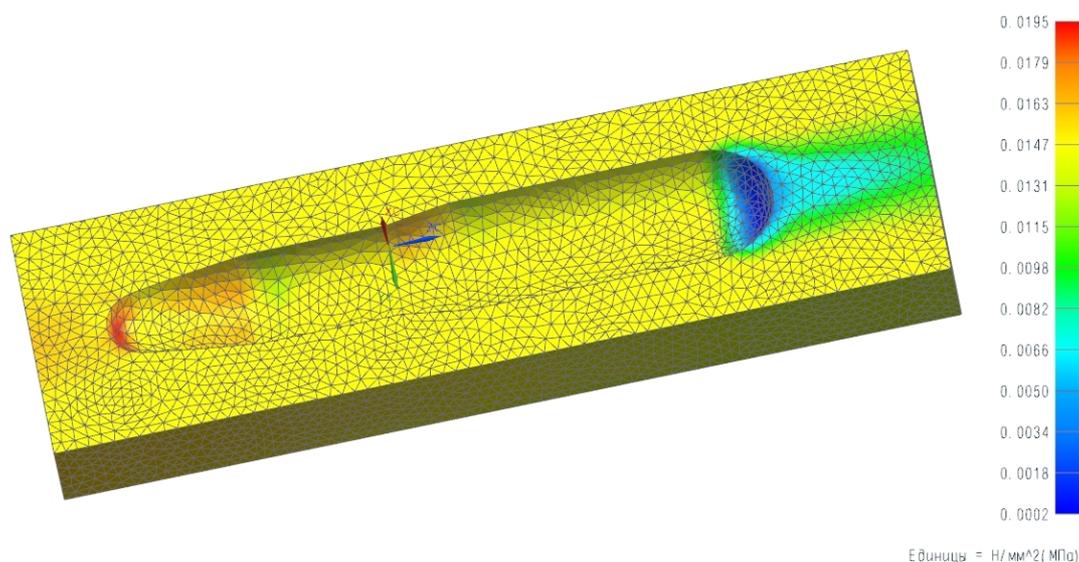


Рис. 4. Суммарное гидродинамическое давление, МПа

На рис. 4 приведён пример поля распределения гидродинамического давления по смоченной поверхности баллонета (для глубины погружения в мм и скорости обтекания в м/с). Данное распределение давления получено для нулевого угла атаки баллонета. Анализ характера обтекания показывает наличие разрежения давления в кормовой части баллонета, что объясняется развитием зоны отрывных обтеканий. Данное обстоятельство приводит к практическому отсутствию подъёмной силы в данной части поверхности баллонета. При этом отсутствие значительных резких перепадов давления по остальной регулярной поверхности баллонета позволяет приближённо рассматривать его как цилиндр, обтекаемый потоком жидкости. На данном утверждении основано применение теории глиссирующего цилиндра для расчёта суммарной гидродинамической силы, создаваемой баллонетом при его входе в воду.

Приближённая аналитическая теория погружения в жидкость и глиссирования цилиндра разработана в ФГУП «ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского» [5], [6]. Принято, что взаимодействие с водой происходит только по смоченной поверх-

ности цилиндра. При расчёте гидродинамических сил использован метод плоских сечений, нормальных к оси баллонета и неподвижных в абсолютной системе координат. Считается, что течение жидкости происходит только в плоскости слоёв, а продольное перетекание отсутствует. Тогда в каждом из плоских слоёв при прохождении через него баллонета будет наблюдаться течение, аналогичное погружению цилиндра в жидкость со свободной поверхностью.

Общая гидродинамическая нагрузка будет определяться интегрированием по всем элементарным сечениям в каждый фиксированный момент времени, а элементарная гидродинамическая сила, действующая в плоских сечениях, будет определяться только мгновенным значением кинематических параметров движения цилиндра – его вертикальной и горизонтальной составляющими скорости движения. Случай глиссирования цилиндра по поверхности жидкости с углом атаки α и погружением транца на некоторую глубину относительно невозмущённого уровня свободной поверхности воды представлен на рис. 5.

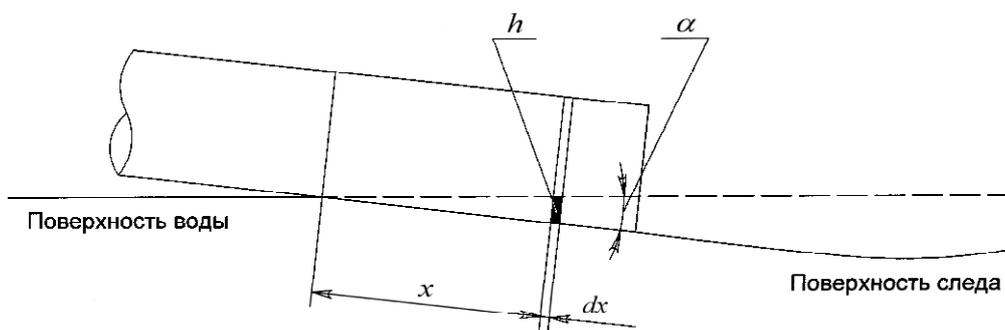


Рис. 5

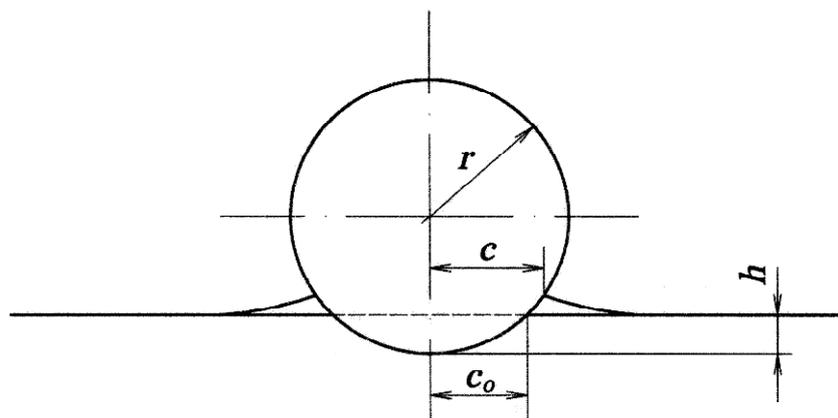


Рис. 6

В основе приближённой теории глиссирования цилиндра лежит метод определения кинематики движения свободной поверхности навстречу телу и величины смоченной ширины $2c$ тела, соответствующей каждому значению погружения h относительно свободной поверхности (метод Вагнера). Для этого используется потенциал скорости поперечного обтекания расширяющейся пластинки с переменной шириной $2c$. В результате встречного подъёма жидкости ширина $2c$ больше, чем геометрическая ширина $2c_0$ сегмента, отсекаемого невозмущённой свободной поверхностью (рис. 6).

Зависимость $2c$ от h определяется известным уравнением Вагнера, решением которого является выражение:

$$h = \frac{2c}{p} \int_0^c \frac{y(x)}{\sqrt{c^2 - x^2}} dx, \quad (1)$$

где $y = y(x)$ – уравнение профиля смоченной поверхности в системе координат, связанной с погружаемым телом (y – перпендикулярное к свободной поверхности направление). Для кругового цилиндра радиуса r это уравнение будет $y = r - \sqrt{r^2 - x^2}$. На основании уравнения Вагнера Г.В. Логвиновичем [7] получено уравнение для гидродинамической подъёмной силы глиссирующего цилиндра при скорости его погружения V_n :

$$F_y = p \rho V_n^2 c \frac{dc}{dh} \left[1 - \frac{1}{p} \frac{dh}{dc} \left(1 + \ln 4 \frac{dc}{dh} \right) \right]. \quad (2)$$

Более подробно основные соотношения для расчёта гидродинамической подъёмной силы приведены в [4].

В результате для элементарного сечения цилиндра dx (рис.5) должны быть учтены следующие элементарные силы.

1) Гидродинамическая сила, определяемая на основе соотношения (2), которая переходит в силу кавитационного сопротивления при глубине погружения сечения цилиндра $h > 0,33 r$:

$$dF_K = C_k \rho V_n^2 r dx, \quad (3)$$

где C_k – коэффициент кавитационного сопротивления цилиндра, равный 0,5.

2) Архимедова сила плавучести, равная

$$dF_A = S \rho g dx, \quad (4)$$

где S – площадь погружённой относительно невозмущённого уровня жидкости части сечения цилиндра, g – ускорение силы тяжести.

3) Инерционная сила, пропорциональная ускорению V_n , действующему в данном сечении. Принято, что элементарная сила равна произведению ускорения на величину присоединённой массы, соответствующей данному сечению. Присоединённую массу считаем равной половине присоединённой массы цилиндра, находящегося в безграничной жидкости и имеющего диаметр, равный смоченной ширине данного сечения $2s$. Присоединённые массы определяются известными выражениями [8].

Суммарная подъёмная сила, равная интегралу по смоченной длине поплавка от приведённых выше дифференциальных выражений для гидродинамической силы, направлена по нормали к продольной оси цилиндра. Необходимо отметить, что рассматриваемая теория ограничена положительными значениями угла атаки цилиндра.

Верификация изложенной выше методики расчёта величин гидродинамических нагрузок на глиссирующий цилиндр выполнена на основе анализа результатов испытаний цилиндра в опытовом бассейне ФГУП «ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского». На рис. 7 и 8 приведены результаты расчёта параметров нестационарного глиссирования цилиндра с постоянным углом атаки 2° и постоянной продольной скоростью V_x

$= 12$ м/с. Вертикальная скорость в момент касания воды составляла $V_y = 0,5$ м/с.

Сравнение результатов расчёта и эксперимента для перегрузки n_y в процессе погружения цилиндра (рис. 7) и относительной глубины погружения транца цилиндра h_0/r (рис. 8) показывает, что разработанная теория достаточно хорошо описывает процесс гидродинамического нагружения глиссирующего цилиндра.

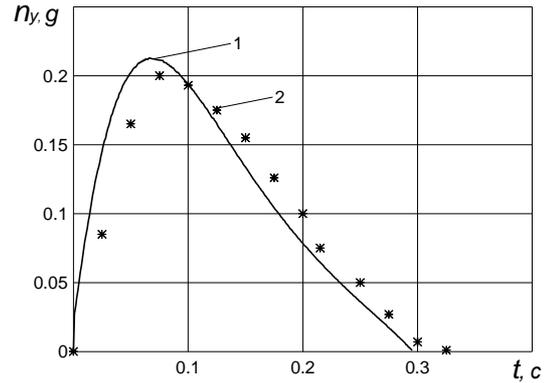


Рис. 7.
1 – расчёт, 2 – эксперимент

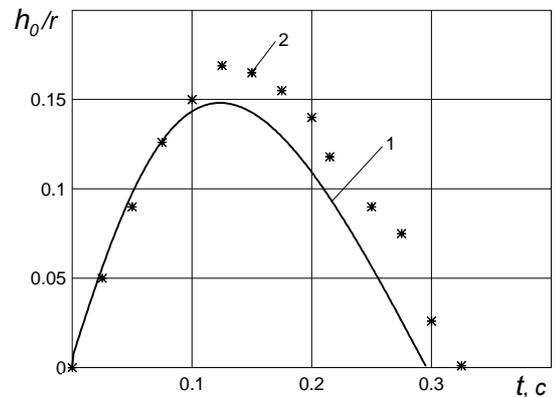


Рис. 8.
1 – расчёт, 2 – эксперимент

Изложенная выше теория глиссирующего цилиндра применена к моделированию условий гидродинамического нагружения баллонетов системы АПВ в процессе аварийного приводнения вертолёта АНСАТ. Основными системами координат, которые используются при моделировании приводнения вертолёта, являются: связанная $OXYZ$, земная $O_0X_0Y_0Z_0$ и нормальная земная $OX_gY_gZ_g$ [9] (рис. 9).

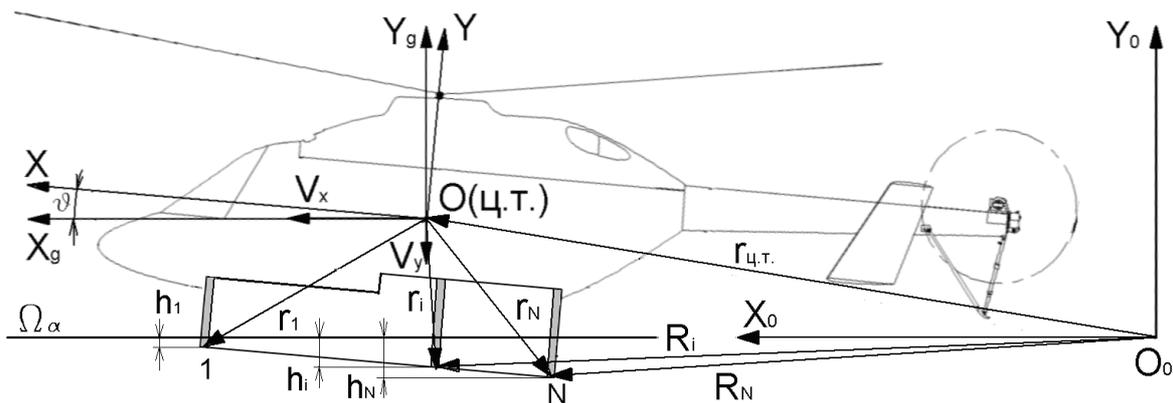


Рис. 9

Баллонет системы АПВ на рис. 9 схематично представлен двухсоставным цилиндром и разбит на N элементарных частей. Каждый элементарный объём рассматривается как жёсткое тело. К нижней точке каждого элементарного объёма проведён радиус-вектор \mathbf{r}_i ($i = 1, \dots, N$), связывающий центр тяжести вертолёта с данной точкой. Величина h_i ($i = 1, \dots, N$) при этом характеризует глубину погружения рассматриваемой точки относительно поверхности воды Ω_a .

Каждый радиус – вектор \mathbf{r}_i в общем случае вращается вокруг центра тяжести вертолёта вместе со связанной системой координат, повторяя переносное движение произвольной точки, связанной с i -м элементарным объёмом. При этом данная точка всегда связана радиусом \mathbf{R}_i с началом земной системы координат, который указывает абсолютное перемещение точки в текущий момент времени в процессе посадки или приводнения вертолёта. Если учесть, что центр тяжести вертолёта совершает относительное движение в осях земной системы координат, то можно записать следующее векторное равенство:

$$\mathbf{R}_i = \mathbf{r}_{ц.т.} + \mathbf{r}_i, \tag{5}$$

где $\mathbf{r}_{ц.т.}$ – вектор-радиус центра тяжести вертолёта в осях $O_0X_0Y_0Z_0$.

Учтём, что центр тяжести вертолёта перемещается со скоростью V_0 и совершает вращение в пространстве с угловой скоростью ω_0 и угловым ускорением ξ_0 .

Представим вектор ускорений центра масс вертолёта через проекции на оси нормальной земной системы координат

$$\{a\} = \{a_{xg}, a_{yg} + g, a_{zg}\}^{\dot{}}, \tag{6}$$

где g – ускорение свободного падения.

Векторы V_0 , ω_0 и ξ_0 запишем в проекциях на оси связанной с вертолётом системы координат:

$$\begin{aligned} \{V_0\} &= \{V_x, V_y, V_z\}^{\dot{}}, \\ \{\omega_0\} &= \{\omega_x, \omega_y, \omega_z\}^{\dot{}}, \\ \{\xi_0\} &= \{\xi_x, \xi_y, \xi_z\}^{\dot{}}. \end{aligned} \tag{7}$$

В этом случае скорости и ускорения некоторой i -й точки баллонета, вызванные пространственным движением вертолёта, можно определить в следующем виде:

$$\frac{dR_i}{dt} = \frac{d\{\mathbf{r}_{\dot{0}.0} + \mathbf{r}_i\}}{dt} = \{V_0 + \omega_0 \times \mathbf{r}_i\} = \begin{cases} V_x + \omega_y z_{\dot{0}} - \omega_z y_{\dot{0}}; \\ V_y + \omega_z x_{\dot{0}} - \omega_x z_{\dot{0}}; \\ V_z + \omega_x y_{\dot{0}} - \omega_y x_{\dot{0}}; \end{cases} \quad (8)$$

где $\{\mathbf{r}_i\} = \{x_i, y_i, z_i\}^{\dot{0}}$ – координаты i -й точки в связанных осях вертолѐта;

$$\frac{d^2 R_i}{dt^2} = \frac{d^2\{\mathbf{r}_{\dot{0}.0} + \mathbf{r}_i\}}{dt^2} = \begin{cases} \mathbf{v}_x^{\&} + \omega_y \cdot V_z - \omega_z \cdot V_y + \varepsilon_y \cdot z_i - \varepsilon_z \tilde{n} \cdot y_i + \\ + \omega_y \cdot \omega_x \cdot y_i - (\omega_y^2 + \omega_z^2) \cdot x_i + \omega_z \cdot \omega_x \cdot z_i; \\ \mathbf{v}_y^{\&} + \omega_z \cdot V_x - \omega_x \cdot V_z + \varepsilon_z \cdot x_i - \varepsilon_x \cdot z_i + \\ + \omega_z \cdot \omega_y \cdot z_i - (\omega_x^2 + \omega_z^2) \cdot y_i + \omega_x \cdot \omega_y \cdot x_i; \\ \mathbf{v}_z^{\&} + \omega_x \cdot V_y - \omega_y \cdot V_x + \varepsilon_x \cdot y_i - \varepsilon_y \cdot x_i + \\ + \omega_x \cdot \omega_z \cdot x_i - (\omega_y^2 + \omega_x^2) \cdot z_i + \omega_y \cdot \omega_z \cdot y_i. \end{cases} \quad (9)$$

Скорости и ускорения, определённые по (8) и (9) для каждой точки, соответствующей i -му элементарному сечению баллонета, используются для расчёта элементарных гидродинамических (2), (3) и инерционных сил в данном сечении.

После определения величин нагрузок на баллонеты системы АПВ выполняется расчёт динамических параметров движения вертолѐта. При этом используются общеизвестные уравнения движения [9]:

$$\begin{aligned} m(\mathbf{v}_x^{\&} + w_y V_z - w_z V_y) &= F_x + G_x; \\ m(\mathbf{v}_y^{\&} + w_z V_x - w_x V_z) &= F_y + G_y + T_{HB}; \\ m(\mathbf{v}_z^{\&} + w_x V_y - w_y V_x) &= F_z + G_z; \\ J_x \mathbf{v}_x^{\&} + (J_z - J_y) w_y w_z &= M_x; \\ J_y \mathbf{v}_y^{\&} + (J_x - J_z) w_x w_z &= M_y; \\ J_x \mathbf{v}_z^{\&} + (J_y - J_x) w_x w_y &= M_z; \end{aligned} \quad (10)$$

где $\bar{G} = \{G_x, G_y, G_z\}$ – сила тяжести вертолѐта;

$J = \{J_x, J_y, J_z\}$ – тензор инерции вертолѐта;

$$\bar{F} = \{F_x, F_y, F_z\} \text{ и } \bar{M} = \{M_x, M_y, M_z\}$$

– главный вектор и главный момент всех внешних сил реакций со стороны воды, соответственно.

Решение уравнений пространственного движения вертолѐта выполняется известными численными методами.

Необходимо отметить, что на данном этапе исследования выполнен приближённый учёт влияния днища вертолѐта на процесс его гидродинамического нагружения. В данном случае днище вертолѐта, имеющее сложный контур, приближённо заменено в расчёте эквивалентным цилиндром. При определении параметров данного эквивалентного цилиндра учтено, что основную гидродинамическую нагрузку в процессе входа вертолѐта в воду первыми воспринимают баллонеты системы АПВ. Само же днище погружается на относительно небольшую глубину, при этом заменяющий его эквивалентный цилиндр должен погружаться приблизительно на ту же глубину и иметь площадь соприкосновения с водой, приблизительно равную смоченной площади поверхности днища. На рис.10 схематично показано поперечное сечение днища вертолѐта АНСАТ.

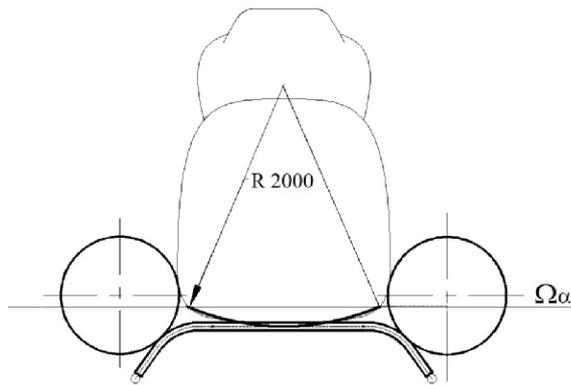


Рис. 10. Схема днища

Для проверки правильности разработанной методики расчёта динамических параметров приводнения вертолёта выполнено моделирование условий испытаний динамически подобной модели вертолёта АНСАТ при следующих условиях:

- угол тангажа модели в момент касания воды составляет 4° ;
- продольная скорость в момент касания воды равна $15,3$ м/с (для вертолёта);
- вертикальная скорость в момент касания воды равна $2,6$ м/с (для вертолёта).

Результаты расчёта и эксперимента для перегрузки n_y в центре тяжести модели приведены на рис.11.

Как видно из результатов сравнения расчётных и экспериментальных данных, разработанная расчётная методика позволяет с достаточной степенью точности смоделировать процесс гидродинамического нагружения вертолёта при его входе в воду.

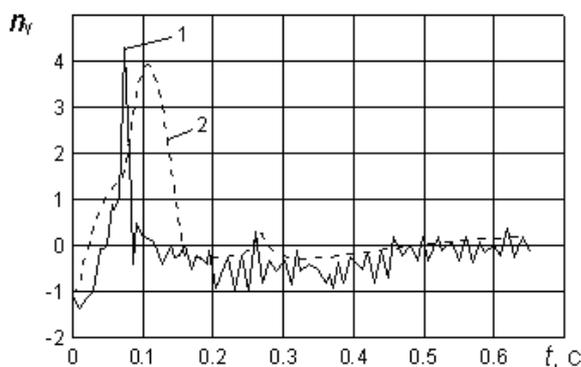


Рис. 11.

1 – эксперимент, 2 – расчёт

При этом полученный в расчёте пик перегрузки достаточно близко совпадает как по времени, так и по величине с имеющимся в эксперименте. Некоторое смещение расчётного и экспериментального пиков перегрузки объясняется приближённостью принятой расчётной схемы, в том числе приближённым моделированием влияния днища вертолёта.

Для оценки правильности общего характера гидродинамического нагружения применительно к рассматриваемой задаче использованы результаты эксперимента [10]. На рис.12 показан результат измерения перегрузки в центре тяжести фюзеляжа вертолёта УН-1Н при его сбросе на воду в ходе данного эксперимента. В процессе испытаний фюзеляж был сброшен на воду вертикально при скорости соударения $7,2$ м/с. Как видно из сравнения графиков рис.11 и 12, имеется общий характер пикообразного нарастания перегрузки в каждом случае. Сброс фюзеляжа на воду без системы АПВ (рис.12) приводит к более интенсивному росту перегрузки (до величины 70), причём в данном случае импульс перегрузки менее протяжён по времени и приближается к форме удара. Учёт влияния баллонетов системы АПВ в рассматриваемом случае приводит к уменьшению величины действующей перегрузки до 4 при скорости соударения $2,6$ м/с (для вертолёта). На данном примере качественно показано практическое влияние системы АПВ на характер нагружения вертолёта при его входе в воду.

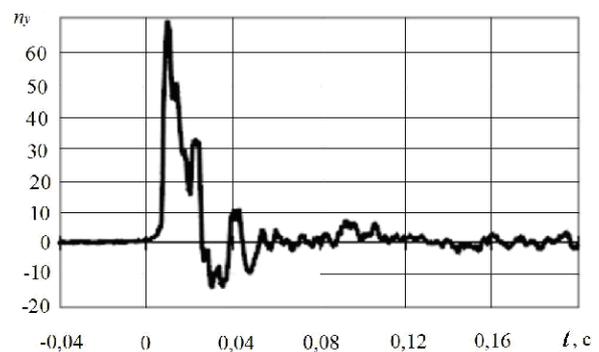


Рис. 12

Таким образом, разработанная методика расчёта гидродинамического нагружения вертолёта при его аварийном приводнении может быть применена к моделированию реальных условий такого процесса и использована при выборе необходимых параметров АПВ.

Библиографический список

1. AgustaWestland. Certification of the AW139 for ditching in sea state 6 [Электронный ресурс]: Helicopter Ditching, Water Impact & Survivability Workshop 5&6 December 2011, Cologne, Germany. – Электрон. текстовые дан. on-line – Загл. с титул. экрана URL: <http://www.easa.europa.eu/events/events.php?archive=y>. (Дата обращения 29.01.2012.)
2. SURVIVABILITY ISSUES COUGAR 491 Sikorsky S-92A, C-GZCH 12 March 2009, Newfoundland Canada [Электронный ресурс]: Helicopter Ditching, Water Impact & Survivability Workshop 5&6 December 2011, Cologne, Germany. – Электрон. текстовые дан. on-line – Загл. с титул. экрана URL: <http://www.easa.europa.eu/events/events.php?archive=y>. (Дата обращения 29.01.2012.)
3. Нормы летной годности винтокрылых аппаратов транспортной категории // Авиационные правила. Изд-во ЛИИ им. М.М.Громова. 1995. Ч.29.
4. Shorygin O., Belyaevskiy A., Gontsova L., Girfanov A., Mikhailov S., Mukhametshin T., Nedelko D. Numerical study of a mathematical model of the controlled helicopter ditching dynamics [Электронный ресурс]: Helicopter Ditching, Water Impact & Survivability Workshop 5&6 December 2011, Cologne, Germany. – Электрон. текстовые дан. on-line – Загл. с титул. экрана URL: <http://www.easa.europa.eu/events/events.php?archive=y>. (Дата обращения 29.01.2012.)
5. Шорыгин, О.П. Моделирование вынужденной посадки авиационно-космической техники на воду [Текст]/ О.П. Шорыгин, Л.Г. Гонцова, А.Н. Беляевский. // Общероссийский научно-технический журнал Полет. 90 лет ЦАГИ. – 2008. – С. 100-107.
6. Журавлев, Ю.Ф. О подъёмной силе глиссирующего цилиндра [Текст] / Ю.Ф. Журавлев, О.П. Шорыгин, Н.А. Шульман // Ученые записки ЦАГИ. – 1978. – Т. X, – № 6.
7. Логвинович, Г.В. Гидродинамика течений со свободными границами [Текст]/Г.В. Логвинович. – Киев: Наукова думка, 1969.
8. Справочник авиаконструктора. Том 2. Гидромеханика гидросамолета. – М.: Издание ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского, 1938.
9. Мхитарян, А.М. Динамика полета [Текст]/ А.М. Мхитарян [и др.]. – М.: Машиностроение, 1978. – 424 с.
10. Richards, M.K. / Development of a Water Impact Dynamic Test Facility and Crash Testing a UH-1H Aircraft onto a Water Surface / M.K. Richards, E.A. Kelley // American Helicopter Society 53th Annual Forum, Virginia Beach, Virginia, May, 1999.

NUMERICAL AND EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF THE DYNAMICS OF LIGHT MULTIPURPOSE HELICOPTER DITCHING

© 2012 S. A. Mikhailov¹, D. V. Nedelko², T. A. Mukhametshin²,
A. N. Belyaevskiy³, L. G. Gontsova³

¹Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev – KAI

²KAZAN HELICOPTER PLANT

³CENTRAL AEROHYDRODYNAMIC INSTITUTE

The paper deals with the research of dynamic conditions of light multipurpose helicopter ditching. The results of the theoretical and experimental work are summed up. The possibility of applying design modeling to solving the problem of dynamic loading of the helicopter as it enters the water is shown.

Helicopter, testing, helicopter ditching.

Информация об авторах

Михайлов Сергей Анатольевич, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой аэрогидродинамики, Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева – КАИ. Область научных интересов: динамика полёта вертолёта, аэроупругость, аэродинамика, прочность.

Неделько Дмитрий Валерьевич, кандидат технических наук, начальник бригады прочности, ОАО «КВЗ», докторант кафедры аэрогидродинамики Казанского национального исследовательского технического университета им. А.Н. Туполева – КАИ. Область научных интересов: динамика полёта вертолёта, аэрогидродинамика, прочность.

Мухаметшин Тимур Алмазович, ведущий инженер-конструктор ОАО «КВЗ», аспирант кафедры аэрогидродинамики Казанского национального исследовательского технического университета им. А.Н. Туполева – КАИ. Область научных интересов: динамика полёта вертолёта, аэрогидродинамика, прочность.

Беляевский Александр Николаевич, ведущий специалист филиала ФГУП ЦАГИ «Московский комплекс ЦАГИ». Область научных интересов: аэрогидродинамика, прочность, испытания.

Гонцова Лариса Геннадьевна, начальник отдела ФГУП ЦАГИ «Московский комплекс ЦАГИ». Область научных интересов: аэрогидродинамика, прочность, испытания.

Sergei Anatolyevich Mikhailov, doctor of technical science, professor, head of the aerodynamics department, Kazan National Research Technological University named after A.N. Tupolev-KAI – KAI. Area of research: dynamics of helicopter flight, aeroelasticity, aerodynamics, strength.

Nedelko Dmitry Valeryevich, candidate of technical science, chief of the strength team, «Kazan Helicopter Plant» plc, doctoral candidate of the aerohydrodynamics department, Kazan National Research Technological University named after A.N. Tupolev-KAI – KAI. Area of research: dynamics of helicopter flight, aerodynamics, strength.

Mukhametshin Timur Almazovich, senior engineer-designer, «Kazan Helicopter Plant» plc, postgraduate student of the aerohydrodynamics department, Kazan National Research Technological University named after A.N. Tupolev-KAI – KAI. Area of research: dynamics of helicopter flight, aerodynamics, strength.

Belyaevskiy Alexander Nikolaevich, leading specialist, branch of «Moscow Complex TsAGI». Area of research: aerodynamics, strength, tests.

Gontsova Larissa Gennadyevna, head of department, «Moscow Complex TsAGI». Area of research: aerodynamics, strength tests.