
МОДЕЛИРОВАНИЕ СИЛЬНОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ МЕЖДУ ЖИДКОСТЬЮ И КОНСТРУКЦИЕЙ В АВИАЦИОННЫХ ПРИЛОЖЕНИЯХ.

А.А. Аксенов, В.В. Шмелев

ООО "ТЕСИС", г.Москва

(доклад на Седьмой Международной выставке и научной конференции по гидроавиации "Гидроавиасалон-2008",
04 – 07.09. 2008, г.Геленджик)

Аннотация.

В настоящей статье представлен подход к построению математической модели для численного моделирования динамики движения упругого тела (гидро-аэроупругость). Предлагаемый подход основан на двухстороннем прямом сопряжении программных комплексов [FlowVision](#), предназначенного для моделирования течения жидкости, нагрузок на элементы конструкции, и [Abaqus](#), предназначенного для моделирования напряженно-деформированного состояния элементов конструкции тела и динамики движения упругой конструкции в целом. Программные комплексы сопрягаются без использования сторонних программ или промежуточных программных структур. Прямое сопряжение основано на методе генерации конечно-объемной сетки с подсеточным разрешением, который используется в программном комплексе FlowVision.

В качестве примера рассматривается приводнение вертолета с эластичными баллонетами. Внешние силы, действующие на упругие элементы конструкции – сила веса и гидродинамическая сила со стороны воды.

1. ВВЕДЕНИЕ

Прогресс вычислительной техники и численных методов расчета сделал доступным для использования в проектировании летательных аппаратов разнообразных программных комплексов численного моделирования, позволяющих проводить моделирование физических процессов в натуральных размерах и различных условиях. К таким процессам относятся и различные аварийные ситуации, которые воспроизводить на натурном объекте с участием человека не безопасно, а модельный эксперимент может нести значительные масштабные ошибки. Так, например, проблема удара вертолета о твердую поверхность при аварийном приземлении, в том числе, и с эластичными баллонетами может быть успешно решена в рамках конечно-элементных программных комплексов и является достаточно стандартной задачей, например, для программного комплекса Abaqus. Более того, аналогично моделированию краш-анализа автомобилей, в этом программном комплексе можно провести моделирование жесткого удара вертолета о поверхность с частичным или полным разрушением его конструкции. Но, эта же задача удара о поверхность воды при аварийном приводнении вертолета не может быть решена только в рамках существующих коммерческих конечно-элементных программ. Корректное решение задачи требует одновременного моделирования движения воды, значительных

деформаций баллонета и удара конструкций подвеса баллонета и самого корпуса вертолета о поверхность воды (см. рис.1).

В настоящей статье рассматривается подход, ориентированный на решение многодисциплинарных задач, где в общем случае необходимо совместное моделирование нестационарных аэрогидродинамических процессов и динамики упругой конструкции. Подход реализован с использованием программных комплексов Abaqus (конечно-элементный программный комплекс для моделирования динамики упругих и пластических состояний конструкции) и FlowVision (конечно-объемный программный комплекс для расчета движения жидкости и формирования гидродинамических нагрузок). Основой описываемого подхода является метод двойного сопряжения с использованием непосредственной связи между лагранжевой сеткой, описывающей упругую конструкцию и эйлеровой сеткой, на которой вычисляется движение жидкости. В подходе используется уникальная возможность программного комплекса FlowVision – автоматическая генерация конечно-объемной расчетной сетки с подсеточным разрешением криволинейной границы расчетной области, образованной конечно-элементной сеткой.

Для сопряжения решений, генерируемых обоими программными комплексами, используется явный метод расщепления. В рамках этого метода весь процесс расчета разбивается на небольшие шаги по времени. Программный комплекс Abaqus моделирует кинематику и деформацию конструкции, включая эластичный баллонет, в течении каждого такого шага по времени под воздействием нагрузки, полученной из программного комплекса FlowVision. Перемещения узлов КЭ сетки, приходящие в FlowVision из Abaqus на каждом шаге по времени приводят к изменению области течения (конечно-объемной сетки) в FlowVision и вычислению новых гидродинамических характеристик течения, включая распределение давления. Цикл расчетов и обменов информацией между Abaqus и FlowVision повторяется в течение всего процесса моделирования.

Описанный выше подход для связи решений программных комплексов FlowVision и Abaqus не требует никаких дополнительных программных комплексов и промежуточных структур. Преимуществом такого подхода является полностью консервативный перенос физических величин с одной сетки на другую и минимум ошибок аппроксимации.

Ниже приводится описание метода на примере решения задачи приводнения вертолета.

2. ЧИСЛЕННЫЙ МЕТОД

2.1. Конечно-элементная сетка

Конструкция летательного аппарата (корпус вертолета и эластичные баллонеты с упругим устройством подвеса) полностью задается в программном комплексе Abaqus и описывается конечно-элементной сеткой (см. рис. 2).

При этом следует отметить, что используемые типы элементов КЭ сетки, моделирующие элементы

конструкции, могут быть произвольными и не влияют на сопряжения между программными комплексами Abaqus и FlowVision. Так, в приведенном примере, корпус вертолета задавался с помощью абсолютно жестких поверхностных элементов, система подвеса – с помощью объемных элементов, баллонеты – с помощью деформируемых оболочечных элементов.

2.2. Конечно-объемная сетка

Границы расчетной области для моделирования движения жидкости представляются в виде поверхностной сетки (см. рис. 3). С точки зрения гидродинамики, рассматриваемые задачи представляют собой, так называемые задачи «внешнего» обтекания. Это значит, что должна быть определена внешняя граница области расчета, на которой должны стоять граничные условия «на бесконечности». Поверхностная сетка, определяющая объем расчетной области (внешняя граница) обычно импортируется из системы САПР в VRML или STL формате. Подвижная граница, связанная с элементами конструкции летательного аппарата, из системы Abaqus как внешняя поверхность конечно-элементной (КЭ) сетки (в нашем примере – КЭ сетка вертолета).

Конечно-объемная сетка для расчета движения жидкости генерируется между внешней границей области расчета и поверхностью объекта следующим образом. Первоначально генерируется прямоугольная сетка во всей области расчета. Ячейки этой сетки динамически адаптируются ко всем границам. В процессе моделирования они также адаптируются к решению. Под адаптацией ячейки расчетной сетки в данном случае понимается ее разбиение на 8 более маленьких ячеек или объединение 8-ми ячеек в более крупные ячейки. (см.рис. 4).

Чтобы правильно аппроксимировать криволинейную границу (в нашем случае, внешняя поверхность КЭ сетки вертолета с баллонетами) используется метод подсеточного разрешения геометрии (более подробно смотри в [3], [4]). Этот метод основан на булевом вычитании из прямоугольной сетки криволинейной замкнутой границы. Если вычитаемая граница является КЭ сеткой, как в нашем случае, образуется прямая связь между конечно-объемной и КЭ сеткой, (детали смотри в [2]).

2.3. Уравнения математической модели

Моделирование динамики упруго-деформируемой системы летательного аппарата при под действием внешних нагрузок проводится в Abaqus/Explicit. Уравнения для упруго-деформируемой системы в терминах конечно-элементной постановки имеют вид:

$$\mathbf{M} \frac{d^2 \mathbf{u}}{dt^2} = \mathbf{P} + \mathbf{P}_f - \mathbf{I} \quad (1)$$

где \mathbf{M} – масса элемента конечно-элементной системы, \mathbf{u} – перемещение узлов. \mathbf{P} – внешняя не гидродинамическая сила, действующая на конструкцию, \mathbf{I} – внутренние силы, \mathbf{P}_f – гидродинамическая сила, равная

$$\mathbf{P}_f = P \cdot \mathbf{s},$$

где \mathbf{S} есть вектор-площадь внешней поверхности элемента, P – давление жидкости, рассчитанное из уравнений Навье-Стокса.

Интегральная форма уравнений Навье-Стокса следующая:

$$\frac{d}{dt} \iint_{\Omega, \tau} \mathbf{V} d\Omega dt + \oint_S \mathbf{V}(\mathbf{V} - \mathbf{W}) ds = - \oint_S \frac{P}{\rho} ds + \oint_S D ds. \quad (2)$$

Интегральная форма уравнений неразрывности

$$\oint_S (\mathbf{V} - \mathbf{W}) ds = 0,$$

Где \mathbf{V} – скорость жидкости, D – тензор вязких напряжений, ρ - плотность, $\mathbf{W} = \dot{\mathbf{u}}$ - скорость поверхности конструкции, Ω и S есть объем и поверхность ячейки конечно-объемной расчетной сетки, τ - шаг по времени расчетного алгоритма.

2.4. Сопряжение Abaqus и FlowVision

Для двухстороннего сопряжения между уравнениями деформации конструкции и движением жидкости используется явный метод расщепления. Обмен информацией между программными комплексами Abaqus и FlowVision происходит через промежутки времени, задаваемые пользователем Θ^{n+1} (шаг по времени сопряжения), $\Theta^{n+1} = T^{n+1} - T^n$, где T^{n+1} и T^n – моменты времени синхронизации между обоими решениями. Внутри каждого шага по времени сопряжения оба программных комплекса могут делать один или несколько шагов по времени. Алгоритм явного метода расщепления следующий:

- Первоначально уравнение 1 рассчитывается в Abaqus чтобы получить перемещение узлов \mathbf{u}^{n+1} , соответствующее времени T^{n+1} . Давление жидкости P^n берется из предыдущего момента времени T^n и предполагается постоянным в течении Θ^{n+1} .
- Перемещение узлов \mathbf{u}^{n+1} передается во FlowVision; скорости деформации поверхности \mathbf{W} рассчитываются.
- Уравнение 2 рассчитывается FlowVision, чтобы получить давление жидкости на поверхности конструкции.
- Давление P^{n+1} передается в Abaqus в момент времени T^{n+1} из FlowVision.

2.5. Численный метод расчета уравнений движения жидкости

Программный комплекс FlowVision использует Эйлера подход для решения задач движения жидкости в расчетной области с подвижными границами. Описание этого метода приведено в [1] и [2]. Уравнения Навье-Стокса решаются методом расщепления по физическим переменным, описанным в [5].

2.6. MPManger

MPManager – это небольшая программа, входящая в состав программного комплекса FlowVision, которая управляет работой Abaqus и FlowVision в течение их сопряженного расчета, она же передает данные их одного программного комплекса в другой – перемещения узлов из Abaqus во FlowVision и нагрузки обратно. Настройка сопряженного расчета пользователем заключается в следующем. Пользователь создает проект в программном комплексе Abaqus. Во FlowVision импортируется вертолет целиком и автоматически настраивается связь между конечно-объемной сеткой и конечно-элементной. В MPManger пользователь задает пути к проектам Abaqus и FlowVision и определяет шаг по времени сопряжения. В течение сопряженного расчета пользователь может видеть развитие решения с помощью визуализатора FlowVision.

3. РЕЗУЛЬТАТЫ ТЕСТОВОГО РАСЧЕТА

Для иллюстрации применения описанного подхода ниже рассмотрены отдельные результаты моделирования активной фазы приводнения (в течение первой секунды после касания воды) гипотетического вертолета, когда процесс взаимодействия конструкции вертолета с жидкостью носит существенно динамический характер, а гидродинамические нагрузки – нестационарный. В полном объеме постановка задачи и результаты моделирования изложены в [6]. Ниже приведено движение вертолета в вертикальной плоскости с начальной вертикальной скоростью ($V=3$ м/с), фиксированным углом тангажа и нулевой горизонтальной скоростью.

Как сказано в [6], важными характеристиками при приводнении являются траекторные параметры, в нашем случае вертикальное перемещение, и ускорение Ц.М. вертолета. Эти параметры определяют как посадку на воду вертолета, так и нагрузки, действующие на элементы конструкции, и внешние гидродинамические силы и моменты, определяющие движение Ц.М. вертолета в процессе приводнения. На рис. 6 показано изменение положения Ц.М. вертолета по высоте со временем. Зависимость от времени вертикального ускорения Ц.М. вертолета показана на рис. 7. Дополнительно, на этих рисунках приведено перемещение и вертикальное ускорение вертолета при приводнении с абсолютно жестким баллонетом и подвесом, моделирование которого также было выполнено в программном комплексе FlowVision, но без привлечения Abaqus.

Из приведенных рисунков видно, что динамика движения вертолета во время приводнения с эластичными баллонетами существенно отличается от динамики движения с жесткими баллонетами. Особенно заметные отличия, как и следовало ожидать, наблюдаются в величинах вертикального ускорения Ц.М. и его зависимости от времени. В частности, эластичные баллонеты в значительной степени “смягчают” удар вертолета о воду. Максимальные величины вертикального ускорения Ц.М. в разы отличаются от “пиковых” величин ускорения при приводнении с абсолютно жесткими баллонетами. При этом, также, заметно снижаются частоты осцилляции вертикальной перегрузки, а,

следовательно, и нагрузки на элементы конструкции вертолета от внешних сил. В тоже время, видно, что активная фаза приводнения с эластичными баллонетами более длительный по времени процесс, приводящий в результате к более глубокому погружению в воду вертолѐта. Последнее, как будет показано ниже, связано с деформацией подвеса и самого баллонета.

Деформированные баллонет и подвес на заключительном этапе активной фазы приводнения в сравнении с их исходным состоянием показаны на рис. 8. Из рисунка видно, что при погружении в воду баллонет под действием гидростатического давления меняет свою форму. Дополнительно, под действием архимедовой силы, приложенной к самому баллонету, происходит деформация подвеса, приводящая к перемещению баллонета по направлению к корпусу вертолета и по вертикали вверх. Эти факторы в совокупности приводят к более глубокому погружению вертолѐта с эластичными баллонетами по сравнению со случаем абсолютно жѐстких баллонетов.

В заключении отметим следующее. При приводнении в результате удара вертолета о водную поверхность генерируется система волн. Система волн в плане, создаваемая вертолетом при приводнении с эластичными и абсолютно жесткими баллонетами, показана на рис. 9.

Из рисунка видно, что вертолет с эластичными баллонетами генерирует более интенсивную волновую систему, более эффективно поглощая кинетическую энергию падения вертолета и тем самым, уменьшая пиковые значения вертикального ускорения Ц.М. при приводнении.

4. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представленный в данной работе, подход к построению математической модели для численного моделирования динамики движения упругого летательного аппарата, основанный на двухстороннем прямом сопряжении программных комплексов [FlowVision](#) и [Abaqus](#), и результаты тестового моделирования показали, что данный подход позволяет решать широкий класс задач гидро-аэроупругости авиационной техники. К ним, в частности, можно отнести задачи связанные с:

- определением аэрогидродинамических характеристик в сочетании с напряженно-деформированным состоянием конструкции для всех режимов эксплуатации летательного аппарата,
- анализом динамики движения летательного аппарата в различных аварийных ситуациях, например, при аварийном приводнении, и обоснования достаточности принятых конструктивных решений для обеспечения безопасности.

Предлагаемый подход предоставляет конструктору в полном объеме информацию о физических процессах, сопровождающих перечисленные выше задачи, как в части аэрогидродинамики летательного аппарата, так и в части напряженно-деформированного состояния конструкции. Это позволяет конструктору принимать решения на основе комплексного анализа.

Подход также предоставляет инженеру-исследователю широкие возможности по проведению параметрических исследований для оптимизации аэрогидродинамической компоновки совместно с

конструктивно-силовой схемой летательного аппарата. Минимизируя, при этом, по сравнению с традиционными методами на основе испытаний физических моделей, временные и материальные затраты.

5. ЛИТЕРАТУРА

- [1] A. Aksenov, K. Piine, T. Luniewski, T. McArthy, F. Popielas, R. Ramkumar “Oil Leakage Through a Valve Stem Seal”, Proc. Abaqus User Conference, 2006, Boston, USA, 2006
- [2] A. Aksenov, A. Dyadkin, T. Luniewski, V. Pokhilko “Fluid Structure Interaction analysis using Abaqus and FlowVision”, Proc. Abaqus User Conference, 2004, Boston, USA, 2004
- [3] Aksenov A, Dyadkin A, Pokhilko V. “Overcoming of Barrier between CAD and CFD by Modified Finite Volume Method”, Proc. 1998 ASME Pressure Vessels and Piping Division Conference, San Diego, ASME PVP-Vol. 377-1., 1998
- [4] Aksenov A., Dyadkin A., Gudzovsky A., 1996, “Numerical Simulation of Car Tire Aquaplaning”. Computational Fluid Dynamics '96, J.-A. Desideri, C.Hirsch, P.Le Tallec, M.Pandolfi, J.Periaux eds, John Wiley&Sons, pp. 815-820.
- [5] Белоцерковский, 1994 “Численные методы механики сплошной среды”, Москва, Физматлит, 2-я редакция, стр.441
- [6] A.Aksenov, K.Piine, A.Schelayev, V.Shmelev, A.Garipov, T.Luniewsky “Modeling Fluid Structure Interaction for Aerospace Applications”, Proceedings of the 33rd European Rotorcraft Forum, Kazan, Russia, 2007



Рис. 1. Формулировка полной задачи

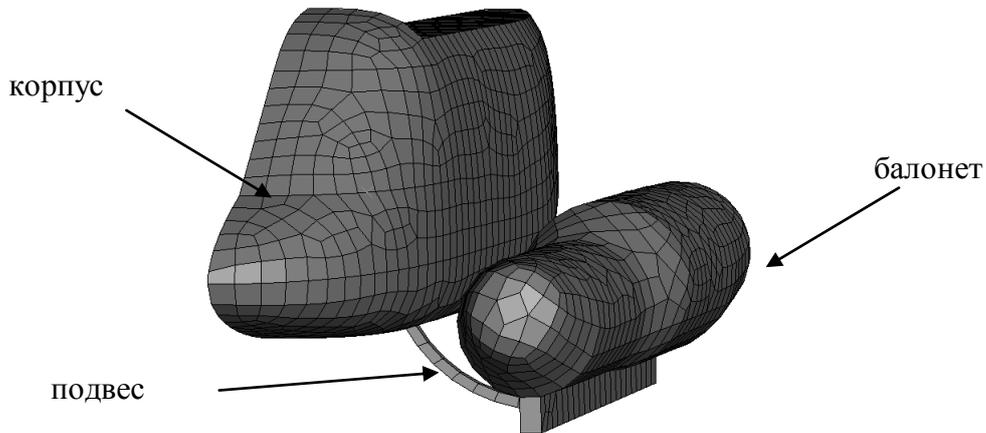


Рис. 2. Конечно-объемная модель вертолета (одна половина)

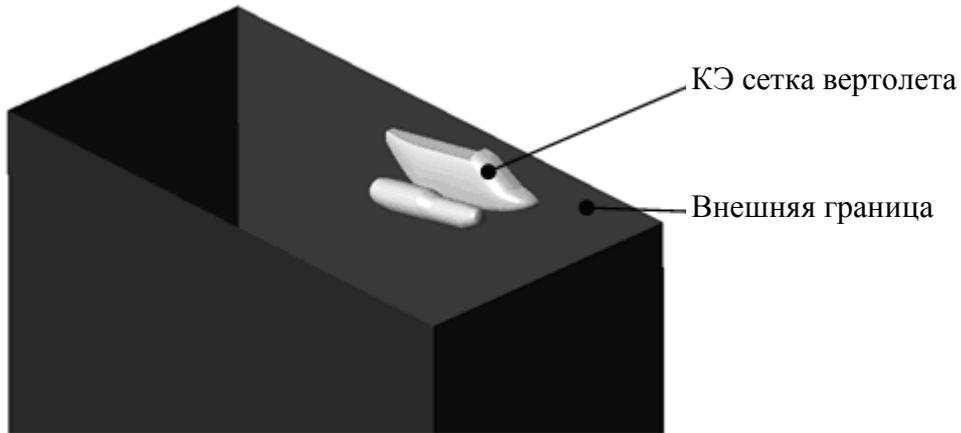


Рис. 3. Границы расчетной области.

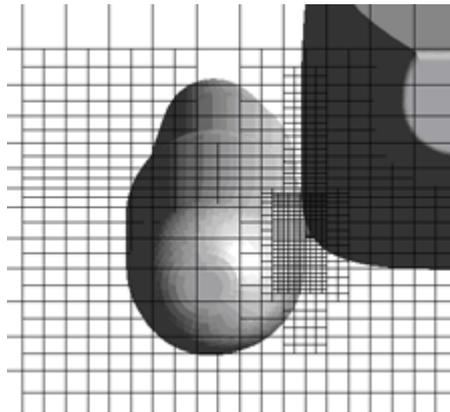


Рис. 4. Конечно-объемная сетка с локальной адаптацией и подсеточным разрешением геометрии

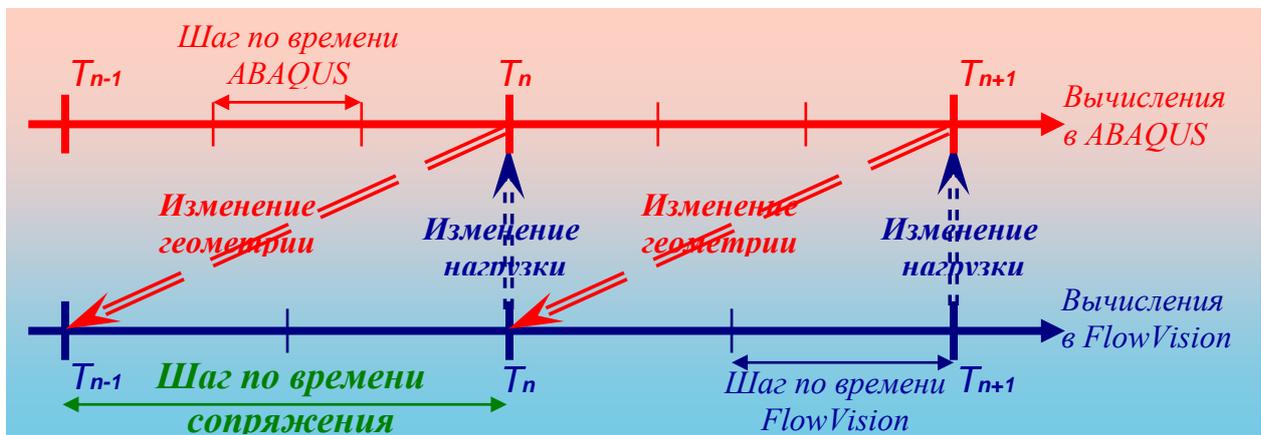
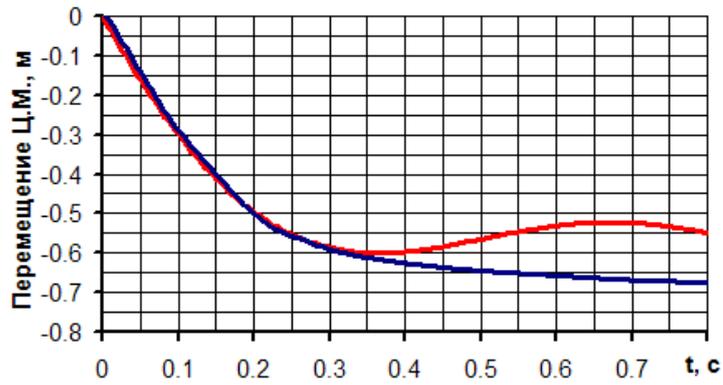
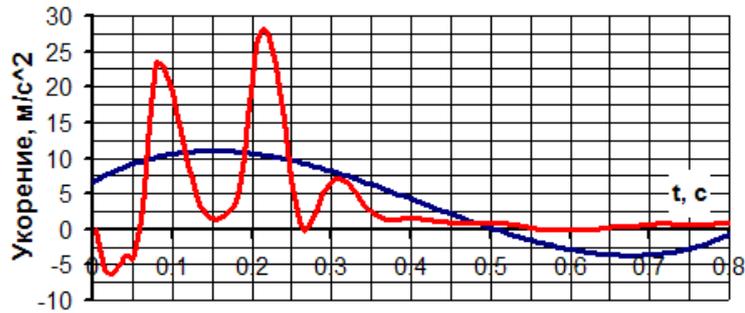


Рис. 5. Явная процедура сопряжения



— деформируемый баллонет — абсолютно жесткий баллонет,
Рис. 6. Вертикальное перемещение центра масс вертолета.



— деформируемый баллонет — абсолютно жесткий баллонет,
Рис. 7. Вертикальное ускорение центра масс вертолета.

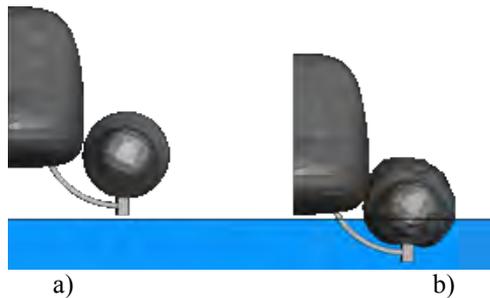


Рис. 8. Положение и форма подвеса и баллонета до а) $t=0$ и после б) $t=0.825$ с приводнения.

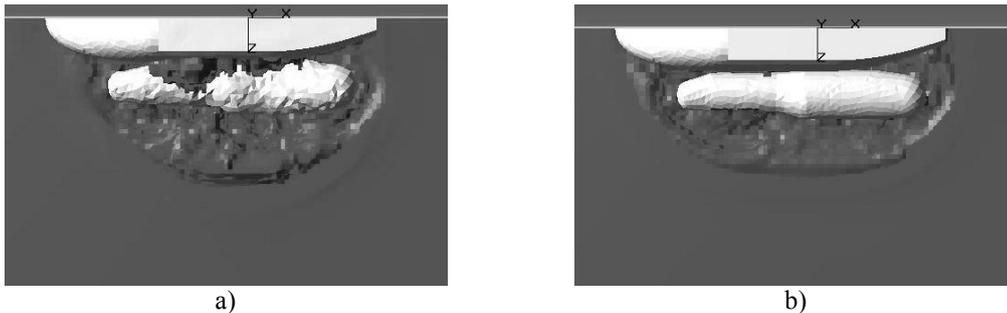


Рис. 9. Сравнения волновой картины около вертолета для а) эластичного и б) жесткого баллонетов, в конце активной фазы приводнения.