

УДК 539.3

ЧИСЛЕННЫЙ АНАЛИЗ ДЕФОРМИРОВАНИЯ ЗАГЛУБЛЕННЫХ ТРУБОПРОВОДОВ СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ АТОМНЫХ СТАНЦИЙ ПРИ ПАДЕНИИ САМОЛЕТА© 2013 г. *В.Г. Баженов¹, А.А. Артемьева¹, А.И. Кибец¹, Ю.И. Кибец¹, И.А. Фролова²*¹ НИИ механики Нижегородского государственного университета им. Н.И. Лобачевского² Чувашский государственный университет им. И.Н. Ульянова, Чебоксары

kibec@mech.unn.ru

Поступила в редакцию 30.11.2012

Рассматриваются трехмерные нелинейные задачи деформирования конструкций при падении самолета. Решение задачи основано на методе конечных элементов и явной конечно-разностной схеме интегрирования по времени типа «крест». Приводятся результаты численного решения задачи деформирования заглубленных в грунт трубопроводов системы охлаждения атомной электростанции в этой аварийной ситуации.

Ключевые слова: ядерная энергетика, аварийный, нестационарный, нелинейный, метод конечных элементов.

Введение

Атомные станции (АС) являются потенциально опасными, сложными инженерными сооружениями. Отечественными нормами [1, 2] и рекомендациями МАГАТЭ [3, 4] предусмотрена оценка прочности и безопасности АС при аварийном соударении с терпящим бедствие самолетом или его обломками. При ударе самолета возникают чрезвычайно большие нагрузки, которые могут разрушить конструкцию или вызвать повреждения, опасные для ее дальнейшей эксплуатации. Проблема обеспечения прочности и надежности строительных конструкций АС и оборудования в этой аварийной ситуации включает следующие аспекты:

1) изучение динамического взаимодействия летящего тела (самолета) с сооружением и определение расчетной нагрузки на строительные конструкции;

2) исследование напряженно-деформированного состояния и оценка прочности защитных конструкций сооружения.

В настоящей работе излагается конечно-элементная методика решения задач рассматриваемого класса. Приводятся результаты численного исследования деформирования заглубленных трубопроводов при аварийном падении на них самолета.

Определяющая система уравнений

Для описания движения конструкции при-

меняется текущая лагранжева формулировка [5, 6]. Уравнение движения выводится из баланса виртуальных мощностей:

$$\int_{\Omega} \sigma_{ij} \delta \dot{\epsilon}_{ij} dV + \int_{\Omega} \rho \dot{U}_i \delta \dot{U}_i dV = \int_G P_i \delta \dot{U}_i d\gamma + \int_{G_p} P_i^q \delta \dot{U}_i d\gamma, \quad (1)$$

$$(i, j = \overline{1, 3}).$$

В (1) \dot{U}_i — компоненты вектора скорости перемещения в общей декартовой системе координат X ; σ_{ij} , $\dot{\epsilon}_{ij}$ — компоненты тензоров напряжений Коши и скоростей деформаций; ρ — плотность; P_i , P_i^q — распределенная нагрузка и контактное давление; Ω — исследуемая область; G , G_p — зона действия P_i , P_i^q ; $\delta \dot{\epsilon}_{ij}$, $\delta \dot{U}_i$ — вариации $\dot{\epsilon}_{ij}$, \dot{U}_i (на поверхности с заданными кинематическими граничными условиями $\delta \dot{U}_i = 0$); точка над символом означает частную производную по времени t ; по повторяющимся индексам ведется суммирование.

Кинематические соотношения формулируются в метрике текущего состояния

$$\dot{\epsilon}_{ij} = \frac{\dot{U}_{i,j} + \dot{U}_{j,i}}{2}, \quad \dot{U}_{i,j} = \frac{\partial \dot{U}_i}{\partial X_j}, \quad (2)$$

$$X_j = X_j \Big|_{t=0} + \int_0^t \dot{U}_j dt.$$

В качестве уравнений состояния использу-

ются соотношения теории течения с комбинированным кинематическим и изотропным упрочнением [7]. Поведение грунта описывается моделью С.С. Григоряна [8]. Начальные значения задаются для всех компонент \dot{U} , $\dot{\varepsilon}$, σ , граничные условия – для \dot{U} . В зоне контакта рассматривается непроникание по нормали и свободное скольжение вдоль касательной к поверхности контакта.

При оценке давления от падения самолета различают нагрузки от удара фюзеляжа самолета (тонкостенной конструкции с присоединенными массивными элементами) и его твердого компактного фрагмента.

Нагрузка от удара фюзеляжа самолета имеет осциллирующий характер [9]. Ее можно представить в виде суммы низкочастотной $\bar{R}(t)$ и высокочастотной $\Delta R(t)$ составляющих: $R(t) = \bar{R}(t) + \Delta R(t)$. Последняя определяется потерей устойчивости элементов фюзеляжа, образованием и замыканием на корпусе тонкостенной конструкции складок, разрушением и отделением от самолета его частей (двигателей, крыльев и т.п.), колебаниями неразрушенной части фюзеляжа и другими факторами.

Нагрузку наиболее просто рассчитать при схематизации самолета в виде жесткопластического стержня с кусочно-постоянным распределением по длине массы $\mu(x)$ и предельной нагрузки фюзеляжа $P_\phi(x)$ (рис. 1). При ударе по нормали в абсолютно жесткую преграду происходит постепенное смятие фюзеляжа. В произвольный момент времени $t = t^n$ фюзеляж можно разделить на две подобласти (рис. 2): примыкающую к преграде разрушенную часть 1 длиной $x_c(t)$, скорость которой $\dot{u}_1 = 0$, и не разрушенную часть 2, движущуюся со скоростью $\dot{u}_2(t) = \dot{u}_c(t)$.

Массы выделенных подобластей равны соответственно:

$$m_1(t) = \int_0^{x_c} \mu(x_c) dx_c = \int_0^t \mu(x_c(t)) \dot{u}_c(t) dt, \quad (3)$$

$$m_2(t) = m_c - m_1(t),$$

где m_c – общая масса самолета. При поступательном движении каждая из этих подобластей может рассматриваться как точка переменной массы, дифференциальное уравнение движения которой имеет вид [9]:

$$\frac{dQ_i}{dt} = F_i^e + u \frac{dm_i}{dt}, \quad (4)$$

где Q_i – количество движения i -й области ($i = 1, 2$); F_i^e – главный вектор приложенных к ней

внешних сил; $m_i(t)$ – масса области; u – абсолютная скорость присоединяющихся к ней (или отделяющихся) частиц в момент, предшествующий присоединению (отделению). В частности, для области 1 имеем: $Q_{1x} = 0$; $F_{1x} = R - P_\phi(x)$; $\dot{u}_1 = -\dot{u}_c$; $dm_1/dt = \dot{u}_c \mu(x_c)$. Подставляя эти значения в (4), получаем следующее выражение для нагрузки:

$$R(t) = P_\phi(x_c(t)) + \dot{u}_c^2 \mu(x_c(t)). \quad (5)$$

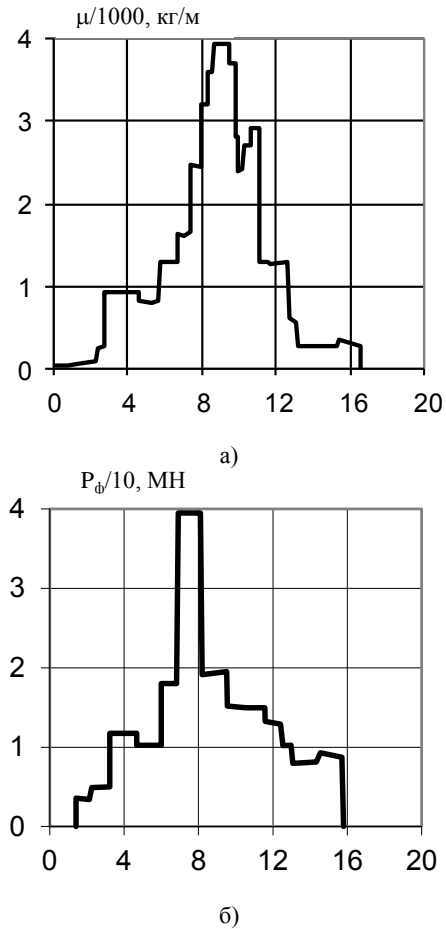


Рис. 1. К определению нагрузок при соударении самолета с преградой: распределение масс $\mu(x)$ (а) и предельной прочности $P_\phi(x)$ (б) фюзеляжа

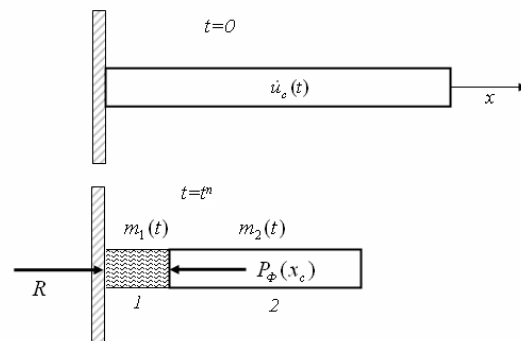


Рис. 2. Смятие самолета при ударе о преграду: схематизация самолета в виде жесткопластического стержня

Входящие в него функции $x_c(t)$ и $\dot{x}_c(t)$ можно определить, рассмотрев движение самолета в целом. Эта система имеет постоянную массу, поэтому второе слагаемое в правой части (4) обращается в нуль; количество движения $Q_x = m_1\dot{u}_1 + m_2\dot{u}_2 = m_2\dot{u}_c$; главный вектор внешних сил равен R . Подстановка в (4) с учетом (5) приводит к уравнению:

$$\ddot{u}_c = -P_\phi(x_c) / m_2(x_c). \quad (6)$$

В момент времени $t=0$ (соударение самолета с конструкцией) $x_c(0)=0$; скорость $\dot{u}_c = -V_0$. Интегрируя (6) с этими начальными условиями, получаем для нахождения $x(t)$ зависимость:

$$t = \int_0^{x_c} \frac{dx_c}{\sqrt{V_0^2 - 2F(x_c)}}, \quad F(x_c) = \int_0^{x_c} \frac{P_\phi(x_c)}{m_2(x_c)} dx_c. \quad (7)$$

Скорость равна [8]:

$$\dot{x}_c(t) = \sqrt{V_0^2 - 2F(x_c)}. \quad (8)$$

При плавном изменении функции $\mu(x_c)$ и $P_\phi(x_c)$ нагрузка, рассчитанная по формулам (5)–(8), также плавно изменяется во времени. При этом, как показывает сопоставление с экспериментами [10], она близка к среднему значению $\bar{R}(t)$. В случае скачкообразного изменения $\mu(x_c)$ и $P_\phi(x_c)$ (см., например, рис. 1) к плавной составляющей нагрузки добавляется слагаемое более высокой частоты.

Предлагались и другие математические модели самолета, позволяющие определить низкочастотную и высокочастотную компоненты нагрузки [11–13]. Следует, однако, заметить, что численное решение нестационарной физически и геометрически нелинейной задачи деформирования фюзеляжа самолета при ударе крайне трудоемко и зависит от многих факторов. Поэтому чрезмерное усложнение расчетов с целью уточнения нагрузки (особенно ее высокочастотной составляющей) нецелесообразно. В проектной практике высокочастотная составляющая обычно не рассматривается [1, 4].

В качестве твердого обломка (узла) самолета, учитываемого при проектировании АС, чаще всего принимается оторвавшийся авиационный двигатель. Площадь его поверхности намного меньше площади фюзеляжа самолета. Поэтому нагрузка при его падении представляет опасность с точки зрения прочности конструкции, хотя она меньше по продолжительности и величине нагрузки от падения фюзеляжа. Оценка параметров динамического воздействия в этом

случае может быть получена из натуральных или вычислительных экспериментов. При проведении вычислительных экспериментов возможна замена твердого обломка самолета эквивалентным по массе и жесткости макетом.

Метод решения

Решение определяющей системы уравнений основано на методе конечных элементов [7]. Расчетная область покрывается лагранжевой сеткой из 8-узловых конечных элементов. В узлах сетки определяются перемещения U , скорости \dot{U} и ускорения \ddot{U} в общей системе координат X , используемой для стыковки конечных элементов (КЭ). В каждом элементе вводится локальный прямоугольный базис x , отслеживающий его вращение как жесткого целого пошаговым пересчетом направляющих косинусов осей. Конечный элемент с помощью полилинейного изопараметрического преобразования отображается на единичный куб $-1 \leq \xi_i \leq 1$:

$$x_i = \sum_{k=1}^8 x_i^k N_k(\xi_1, \xi_2, \xi_3),$$

$$N_k = \left(1 + \xi_1 / \xi_1^k\right) \left(1 + \xi_2 / \xi_2^k\right) \times$$

$$\times \left(1 + \xi_3 / \xi_3^k\right) / 8,$$

$$i = \overline{1, 3}. \quad (9)$$

В (9) x_i^k, ξ_i^k – координаты узлов в базисе x, ξ . Компоненты скорости перемещений аппроксимируются внутри элемента с помощью функций формы N_k

$$\dot{U}_i = \sum_{k=1}^8 \dot{U}_i^k N_k(\xi_1, \xi_2, \xi_3). \quad (10)$$

Компоненты скорости деформаций $\dot{\varepsilon}_{ij}$ в локальном базисе x аппроксимируются в КЭ линейными функциями:

$$\dot{\varepsilon}_{ij} = \dot{\varepsilon}_{ij}^0 + \dot{\varepsilon}_{ij}^1 \xi_1 + \dot{\varepsilon}_{ij}^2 \xi_2 + \dot{\varepsilon}_{ij}^3 \xi_3. \quad (11)$$

В (11) $\dot{\varepsilon}_{ij}^0$ – значения компонент скорости деформаций в центре КЭ (безмоментные составляющие), а $\dot{\varepsilon}_{ij}^k = \partial \dot{\varepsilon}_{ij} / \partial \xi_k = \text{const}$ – их градиенты (моментные составляющие). Чтобы не завывать сдвиговую жесткость элемента, учитываются только компоненты $\dot{\varepsilon}_{ij}^k$, соответствующие изгибающим и крутящим моментам в теории оболочек типа Тимошенко [7, 14]. Для выполнения интегрирования в уравнении баланса виртуальных мощностей (1) применяются квадратурные формулы [5]. После замены интегрирования по области Ω суммированием по

конечным элементам получается дискретный аналог уравнений движения:

$$[M]\{\ddot{U}\} = \{F\}, \quad (12)$$

где $[M]$ — диагональная матрица масс; $\{\ddot{U}\}$ — вектор, составленный из ускорений узлов КЭ-сетки, $\{F\}$ — результирующие узловых сил в общей системе координат X , статически эквивалентные напряжениям в КЭ и внешней нагрузке на их гранях.

Численное моделирование контактного давления в зонах взаимодействия деформируемых тел и статически эквивалентных ему сил в узлах КЭ-сетки осуществляется по методике [15]. Для интегрирования определяющей системы уравнений по времени применяется явная конечно-разностная схема типа «крест». Величина временных шагов выбирается исходя из условия устойчивости Куранта.

Оценка прочности заглубленных в грунт трубопроводов, прикрытых железобетонными плитами, при падении на них самолета

Изложенная методика решения трехмерных нелинейных задач нестационарного деформирования конструкций реализована в рамках вычислительного комплекса «Динамика-3» [16]. На его основе проведены расчеты напряженно-деформированного состояния трубопроводов системы охлаждения ответственных потребителей Ростовской атомной электростанции. В их трассировке имеются участки, на которых трубопроводы двух разных каналов безопасности расположены на расстоянии 180 см (рис. 3). При падении самолета на этих участках могут быть выведены из работы оба канала безопасности, что является недопустимым.

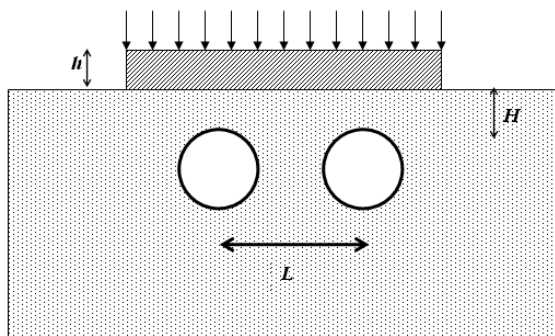


Рис. 3

Трубопроводы диаметром $D=82$ см с толщиной стенки $S=0,9$ см, выполнены из стали Ст20. Изнутри трубопроводы нагружены постоянным давлением $P=2$ атм. Анализировались два варианта задачи, в которых заглубление трубопровода в грунт задавалось равным 200 см и 600 см. Предполагалось, что масса самолета

рана 20 т, начальная скорость соударения — 200 м/с. Воздействие от падения самолета моделировалось давлением, действующим на поверхности плиты. Изменение во времени нагрузки и площади поверхности ее приложения приведены на рис. 4. Возможность разгерметизации трубопровода оценивалась по величине интенсивности пластических деформаций, которая сравнивалась с максимальным удлинением при разрыве, равным 25% для стали Ст20. Предполагалось, что внешняя нагрузка распределена симметрично относительно трубопроводов. Поэтому в расчетах рассматривалась 1/4 часть исследуемой области, а на граничной поверхности задавались соответствующие условия симметрии. Для анализа процесса деформирования трубопроводов расчетные области разбивались сетками из 10440 конечных элементов (первый вариант задачи) и 10002 конечных элементов (второй вариант).

Предварительные расчеты показали, что в обоих вариантах задачи поперечные сечения трубопроводов в зоне падения самолета полностью перекрываются и возможно их разрушение. Для обеспечения безопасности и работоспособности АС в этой аварийной ситуации необходимо на поверхности грунта над трубопроводами расположить железобетонные плиты. На ряде вычислительных экспериментов были подобраны оптимальные габариты плит: $400 \times 400 \times 40$ см (глубина заложения 200 см) и $400 \times 400 \times 20$ см (глубина заложения 600 см). Результаты расчетов приведены на рис. 5–7 (первый вариант задачи) и рис. 8, 9 (второй вариант). На рис. 5 изображена конечно-элементная сетка части трубопровода, расположенного под зоной падения самолета. На конечно-элементную сетку нанесено распределение интенсивности пластических деформаций. Цифрами 1, 2 на этом рисунке помечены точки, в которых анализировалось перемещение трубопровода. Графики изменения во времени вертикального смещения и скорости вертикального смещения этих точек трубопровода приведены на последующих рис. 6–9.

Анализ результатов расчетов показал следующее. В первом варианте задачи (глубина заложения 200 см, толщина плиты 40 см) интенсивность пластических деформаций трубопроводов не превышает 10%. Расстояние между верхней и нижней точками трубопровода под центром области приложения внешней нагрузки уменьшилось с 82 см до 57 см. Глубина кратера в грунте при данных размерах плиты достигает 164 см.

Судя по рис. 5 при заложении трубопровода на глубину 200 см в данной аварийной ситуа-

ции происходит значительное вертикальное смещение его центральной части. Так, нижняя точка центрального поперечного сечения трубопровода, помеченная на рис. 5 цифрой 2, сместилась по вертикали на 75 см. Поскольку центр приложения внешней нагрузки расположен между осями трубопроводов, плита значительно прогибается и происходит смещение трубопроводов в горизонтальной плоскости приблизительно на 16 см. Таким образом, при малом заглублении падение самолета приводит не только к смятию центральной части трубопро-

водов, но и к их изгибу в вертикальной и горизонтальной плоскостях. Разгерметизации трубопроводов по расчетным данным не произойдет так как их максимальные деформации не превышают допустимых значений.

Во втором варианте задачи глубина кратера составляет примерно 350 см. Деформации трубопроводов не превышают 2%. Максимальное смещение трубопроводов в вертикальной плоскости составляет 30 см, в горизонтальной плоскости – 1 см, смятие трубопровода – 0,6 см.

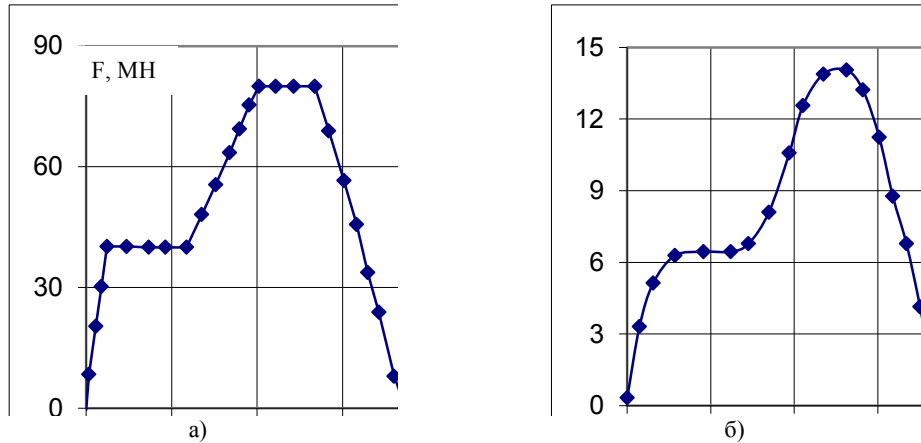


Рис. 4. Нагрузка (а) и площадь пятна удара (б) при ударе самолета с массой 20 т и скоростью 200 м/с [1]

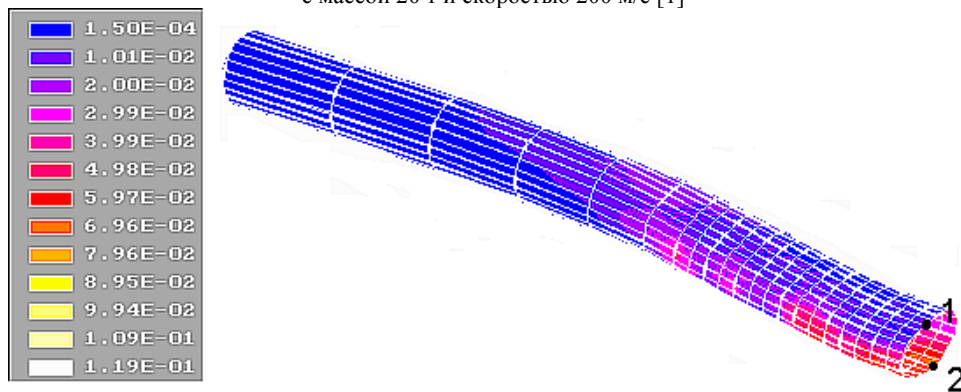


Рис.5. Деформирование трубопровода при падении самолета. Глубина залегания – 200 см, толщина плиты – 40 см. Распределение пластических деформаций при $t=100$ мс.

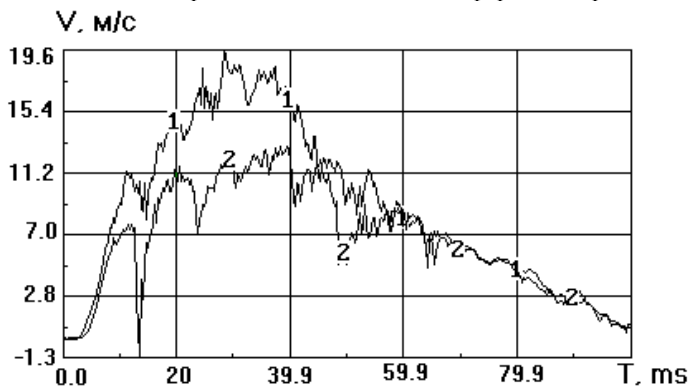


Рис. 6. Временная зависимость скорости вертикального смещения трубопровода в точках 1, 2. Глубина залегания трубопровода – 200 см, толщина плиты – 40 см.

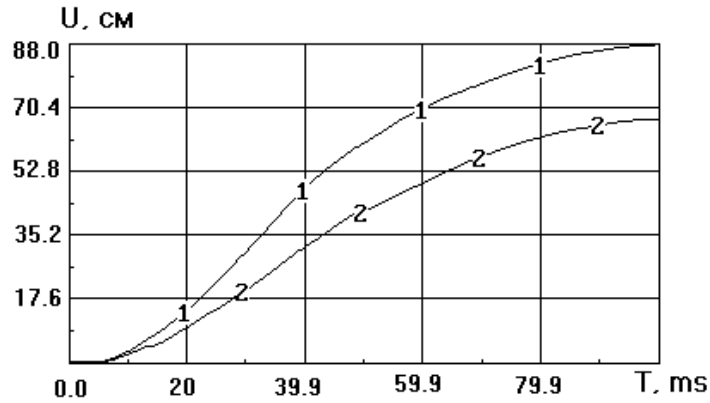


Рис. 7. Временная зависимость вертикального смещения трубопровода в точках 1, 2

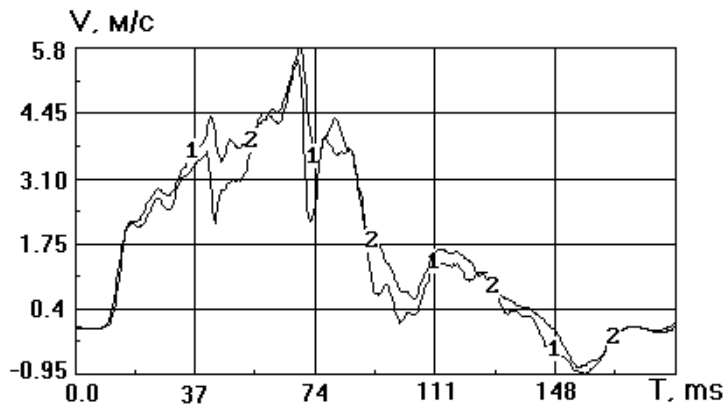


Рис. 8. Временная зависимость скорости вертикального смещения трубопровода в точках 1, 2. Глубина залегания трубопровода – 600 см. Толщина плиты – 20 см.

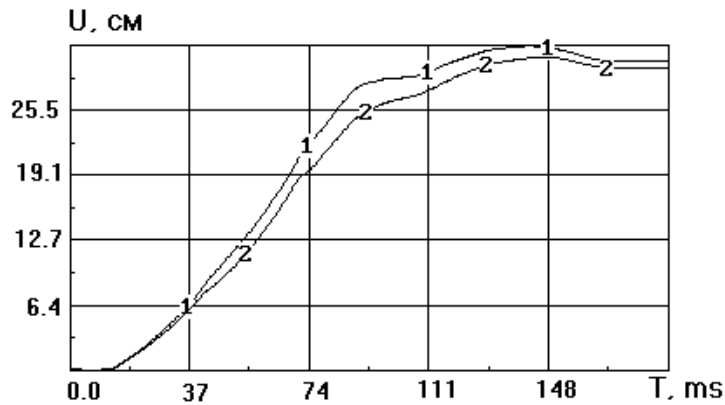


Рис. 9. Временная зависимость вертикального смещения трубопровода в точках 1, 2

Выводы

Результаты расчетов показали, что падение самолета на неприкрытую трассу трубопроводов системы охлаждения ответственных потребителей Ростовской атомной электростанции нарушает их функционирование. При реализации рекомендуемых вариантов защиты разгерметизации трубопроводов не происходит. Изменение площади поперечных сечений трубопроводов не превышает 30%, что допускается действующими нормативными документами.

Работа выполнена при поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации, соглашение 14.B37.21.2013, гранта Президента РФ для поддержки ведущих научных школ РФ НШ-4807.2010.8, РФФИ (проекты №11-08-00557-а, 11-08-97023-р_поволжье_а, 12-08-33106-мол_а_вед, 12-08-12044-офи_м).

Список литературы

1. Нормы строительного проектирования АС с реакторами различного типа. Правила и нормы в

атомной энергетике. ПиН АЭ-5.6: Изд. Минатом-энерго СССР. 1986. 21 с.

2. Общие положения обеспечения безопасности атомных станций при проектировании, сооружении и эксплуатации (ОПБ—82) // Сборник нормативных материалов по безопасности АЭС. М.: Энергоатомиздат. 1984. С. 5—29.

3. Учет внешних событий, вызванных деятельностью человека, при проектировании атомных электростанций. Руководство по безопасности. № 50-SG-D5. Вена: МАГАТЭ. 1983.

4. Учет чрезвычайных ситуаций, возникающих в результате деятельности человека, при выборе площадок для атомных электростанций. Руководство по безопасности. № 50-SG-S5. Вена: МАГАТЭ. 1983.

5. Belytschko T., Liu W.K., Moran B. Nonlinear finite elements for continua and structures. New York: John Wiley & Sons, 2000. 600 p.

6. Bathe K.-Y. Finite element procedures. – New Jersey: Upper Saddle River «Prentice Hall», 1996. 1037 p.

7. Верификация конечно-элементного решения трехмерных нестационарных задач упругопластического деформирования, устойчивости и закритического поведения оболочек / А.А. Артемьева, В.Г. Баженов, А.И. Кибец, П.В. Лаптев, Д.В. Шошин // Вычислительная механика сплошных сред. 2010. Т. 3. № 2. С. 5–14.

8. Абузяров М.Х., Баженов В.Г., Котов В.Л. и др. Метод распада разрывов в динамике упругопластических сред. // Ж. вычисл. матем. и матем. физ. 2000. Т. 40. № 6. С. 940–953.

9. Бирбраер А.Н., Шульман С.Г. Прочность и

надежность конструкций АЭС при особых динамических воздействиях. М.: Энергоатомиздат, 1989. 304 с.

10. Bignon P.G., Riera J.D. Verification of methods of analysis for soft missile impact problems // Nucl. Engng. and Des. 1980. V. 60. P. 311–326.

11. Напряженно-деформированное состояние железобетонной оболочки при действии локальной кратковременной нагрузки. Обзорная информация / А.П. Кириллов, А.Е. Саргсян. М.: Информэнерго, 1984.

12. Dritler K., Gruner P. Calculation of the total force acting upon a rigid wall by projectiles // Nucl. Engng. and Des. 1976. V. 37. P. 231–234.

13. Dritler K., Gruner P. The force resulting from impact of fast-flying-military aircraft upon a rigid wall // Nucl. Engng. and Des. 1976. V. 37. P. 245–248.

14. Метод конечных элементов в механике твердых тел / Под ред. А.С. Сахарова и И. Альтенбаха. – Киев: Вища школа; Лейпциг: ФЭБ Фахбухферлаг, 1982. 480 с.

15. Численное моделирование нестационарных процессов ударного взаимодействия деформируемых элементов конструкций / В.Г. Баженов, А.И. Кибец, И.Н. Цветкова // Проблемы машиностроения и надежности машин. 1995. № 2. С. 20–26.

16. Программный продукт «Пакет прикладных программ для решения трехмерных задач нестационарного деформирования конструкций, включающих массивные тела и оболочки, «Динамика-3» (ППП «Динамика 3»): Сертификат соответствия Госстандарта России № РОСС RU.ME20.H00338/2000.

NUMERICALLY ANALYZING THE DEFORMATION OF SUBMERGED PIPELINES OF AN ATOMIC POWER PLANT COOLING SYSTEM IN THE EVENT OF AN AIRCRAFT CRASH

V.G. Bazhenov, A.A. Artemieva, A.I. Kibets, Yu.I. Kibets, I.A. Frolova

3D nonlinear problems of structural deformation in the event of an aircraft crash are considered. The problem is analyzed using finite-element method and the «cross-type» explicit finite-difference time-integration scheme. The results of numerically analyzing the problem of deformation of the ground-submerged pipelines of the atomic power plant cooling system under this emergency are presented.

Keywords: nuclear power engineering, emergency, non-stationary, nonlinear, FEM.