УДК 550.341

Ю.В.Сазонова (асп., каф. ГСиПЭ), А.Н.Бирбраер, к.т.н., проф.

УДАР РАЗРУШАЮЩЕГОСЯ ЛЕТЯЩЕГО ТЕЛА В ПОДАТЛИВУЮ КОНСТРУКЦИЮ

Летящие тела образуются при многих природных явлениях и техногенных воздействиях (ураганы, торнадо, взрывы, технологические аварии, падение грузов, удар самолета в здание АЭС, и пр.). Среди них можно выделить тела, которые сами разрушаются при ударе о преграду. Ниже для определенности говорится об ударе самолета, фюзеляж которого является таким телом, но результаты работы применимы и к телам иной природы.

Нагрузка при ударе самолета в недеформируемую преграду впервые была определена Риерой [1]:

$$R(t) = P(\xi) + \dot{\xi}^2 \mu(\xi), \tag{1}$$

где ξ – длина смятой части самолета; $\mu(\xi)$ – его погонная масса; $P(\xi)$ – погонная прочность. Длина смятой части находится из уравнения [2]:

$$\ddot{\xi} = -\frac{P(\xi)}{m_2(\xi)}, \tag{2}$$

где $m_2(\xi)$ – масса смятой части тела.

При ударе в податливую конструкцию нагрузка уменьшается. Эта задача была решена в [2], где конструкция методом Бубнова-Галеркина сводилась к системе с 1 степенью свободы. Для этого ее перемещения при ударе приближенно приняты в виде прогиба при статическом действии нагрузки. Но такая аппроксимация достаточно хороша, если пятно удара летящего тела соизмеримо с размерами рассчитываемой конструкции. В случае же, когда оно существенно меньше (как, например, при ударе самолета в защитную оболочку АЭС), реальная функция динамического прогиба может сильно отличаться от такого приближения из-за действия сил инерции.

Ниже излагается иная, лишенная этого недостатка методика расчета взаимодействия разрушающегося тела (самолета) с линейно упругой конструкцией, которая схематизирована как конечно-элементная система с большим числом степеней свободы. Для простоты изложения считается, что удар нанесен по нормали к конструкции в одну, k-ую точку, хотя методика легко распространяется и на большее число точек контакта.

Система дифференциальных уравнений движения имеет вид:

$$[M]\{\ddot{x}\} + [K]\{x\} = \{J\}\left(P(\xi) + \dot{\xi}^2 \mu(\xi)\right), \tag{3}$$

где [M] – диагональная матрица масс конструкции; [K] – матрица жесткостей; {J} – вектор, описывающий распределение нагрузки по поверхности: его k-й элемент J_k=1, а остальные J_i=0 ($i \neq k$). Начальные условия при интегрировании:

$$x_i(0)=0\,;\;\; \dot{x}_i(0)=0\;\; (i = 1 \dots n);\;\; \xi(0)=0\,;\;\; \dot{\xi}(0)=v_0\,. \tag{4}$$

Данная система содержит n+1 дифференциальное уравнение относительно n+1 неизвестной, а именно: n перемещений точек конструкции и длина смятой части самолета ξ. Поскольку k-ое уравнение – нелинейное (хотя остальные – линейные), вся система является нелинейной. Поэтому ее интегрирование должно, в принципе, выполняться каким-либо пошаговым методом, что связано с достаточно трудоемкими вычислениями. Однако в реальных задачах масса разрушающейся части тела соизмерима с массой конструкции в пределах пятна удара. В связи с этим задачу можно решать итерационным методом, разделив расчет перемещений линейной и нелинейной частей. Процедура является следующей.

1) Сначала рассматриваем удар тела в недеформируемую преграду и определяем нагрузку $R(t)$ по формуле (1) и массу смятой части $m_2(\xi)$.

2) После этого половину полной массы смятой части m_2 добавляем к массе конструкции m_k, сосредоточенной в точке удара, и рассчитываем вынужденные колебания конструкции под действием нагрузки $R(t)$. Поскольку данная система линейна, ее перемещения можно находить обычными методами динамики сооружений, в том числе методом модальной суперпозиции. В результате этого расчета находим ускорение точки удара $\ddot{x}_k(t)$.

3) Так как точка удара не неподвижна, а движется с ускорением $\ddot{x}_k(t)$, уравнение движения самолета (2) преобразуется к виду:

$$\ddot{\xi} = -\ddot{x}_k(t) - \frac{P(\xi)}{m_2(\xi)}\,. \tag{5}$$

Численно интегрируя его, находим скорректированный закон изменения длины $\xi(t)$, нагрузку $R(t)$ и массу смятой части m_2.

После этого можно повторить итерации, вернувшись к п. 2.

Данная методика была опробована на примере расчета железобетонной плиты размером 24×15,6×0,4 м, жестко защемленной по контуру, на удар по нормали самолета Lear Jeat с массой 5700 кг и скоростью v_0 = 100 м/с. Расчет производился с помощью программного комплекса NASTRAN. В результате было установлено, во-первых, что уже вторая итерация практически не приводит к изменению нагрузки.

Во-вторых, благодаря учету податливости плиты приложенная к ней нагрузка уменьшилась на 8% и растянулась во времени (рис. 1). Такое изменение нагрузки не дает существенной экономии при анализе прочности плиты. Однако оно приводит к уменьшению интенсивности вынужденных колебания здания на высоких частотах и величины вызываемых ими динамических нагрузок на расположенное внутри оборудование.

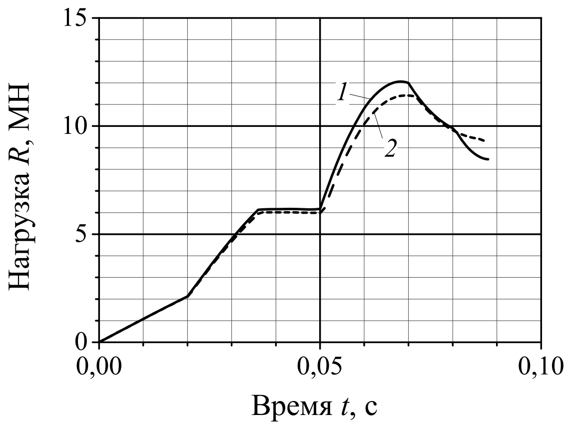

Рис. 1. Нагрузка при ударе самолета: *1* – в жесткую преграду, *2* – в податливую конструкцию

ЛИТЕРАТУРА:

1. Riera J.D. Nuclear Engineering and Design. (8) 1968.
2. Бирбраер А.Н., Шульман С.Г. Прочность и надежность конструкций АЭС при особых динамических воздействиях.- М.: Энергоатомиздат, 1989.