

<http://wunderwaffe.ru/magazine/MK/2003.04/index.htm> (accessed January 23rd, 2019).

14. USS Hinsdale (APA-120), at NavSource Online: Amphibios photo Archive, available at <http://www.navsource.org/archives/10/03/03120.htm>.
15. Attack Transports. Special Attack Transports, available at <http://www.istrima.com/orujie-vtoroi-mirovoi-voiny/nac>.
16. Platonov A.V. Entsiklopediya sovetskikh nadvodnykh korabley, 1941-1945 [Encyclopaedia of Soviet surface combatants, 1941-1945]. Saint Petersburg: Poligon JSC Publ. 2002. 750 p.
17. Krylataya raketa KS-1 Kometa [KS-1 Komet winged missile] // Informatsionno-novostnaya sistema Raketnaya tekhnika [News and information system on Rocket Engineering]. URL: <http://rbase.newfactoria/missile/wabb/KC-1.shtml> (accessed January 23rd, 2019).
18. J.W. Lethaby and I.C. Skidmore, Mech. Properties High Rate Strain. Proc. Conf. Oxford 21, 429-441 (1974).

РАСЧЕТ НАГРУЗОК НА СООРУЖЕНИЕ ПРИ ВЫСОКОСКОРОСТНОМ УДАРЕ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ ПОДХОДА РИЕРЫ

В.А. Марков, Ю.В. Попов, В.И. Пусев, В.В. Селиванов

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

Рассматривается подход к определению нагрузок на сооружение при ударе летательного аппарата (ЛА), предложенный Дж. Риерой [1, 2]. Данный вопрос имеет важное практическое значение, так как конструкции зданий и сооружений атомных электростанций (АЭС) по нормам [3] необходимо рассчитывать с учетом возможного воздействия при падении самолета. Предложенный Дж. Риерой подход позволяет определить зависимость нагрузки от времени при взаимодействии «мягкого» (разрушающегося) ударника, такого как самолет на посадочной скорости, с жесткой преградой.

Согласно [2], соотношение между силой и импульсом для системы такое же, как для одной частицы:

$$F_x = \frac{dQ_x}{dt}, \quad (1)$$

где F_x – проекция результирующей силы на ось x ;

Q_x – проекция полного импульса на ось x .

Пусть m – это масса, лежащая в пределах фиксированного контрольного объема S в произвольный момент времени t_a . После интервала времени $dt = t_b - t_a$ граница системы, в целом, уже не совпадает с S . Кроме того, пусть Q_{xa} и Q_{xb} обозначают импульс по оси x всей среды, заключенной в S при t_a и t_b соответственно, в то время как dQ_{xin} и dQ_{xout} представляют собой приток и отток импульса вдоль оси x за время dt .

Результирующая сила, действующая в контрольном объеме S , может быть выражена следующим образом:

$$F_x = \frac{Q_{xa} - Q_{xb}}{dt} + \frac{dQ_{xout} - dQ_{xin}}{dt}. \quad (2)$$

Упрощенная модель «мягкого» ударника, введенная в [1, 2], предполагает наличие двух зон: пренебрежимо тонкой «деформационной» зоны, прилегающей к поверхности преграды в пределах

контрольного объема S_d и жесткой зоны в пределах контрольного объема S_r (рис. 1). Кроме того, пусть $S = S_d \cup S_r$. Если t_a теперь указывает момент контакта, а уравнение (2) применяется к S , то

$$Q_{xa} = mV, \quad (3)$$

$$Q_{xb} = (m - dm)(V - dV) + dQ_{x, dm}, \quad (4)$$

где V – скорость массы m в момент t_a ;

dm – часть массы, которая входит в зону деформации S_d за время dt ;

$dQ_{x, dm}$ – «остаточный» импульс вдоль оси x массы dm .

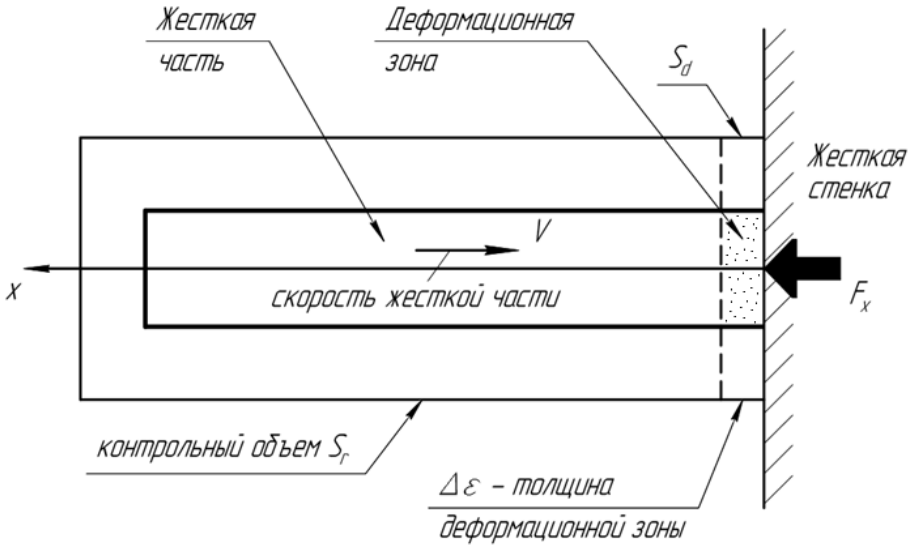


Рисунок 1. Модель «мягкого» ударника

Вводим обозначения $dQ_{x, dm} = V_r dm$. Так как приток и отток массы через поверхность S равен нулю, получим:

$$F_x = m \frac{dV}{dt} + (V - V_r) \frac{dm}{dt}. \quad (5)$$

Основное допущение Риеры [1, 2] состоит в том, что «остаточная» скорость V_r равна нулю. Тогда применение второго закона Ньютона к жесткой части ударника позволяет приравнять mdV/dt к нагрузке P_c , необходимой для разрушения или деформации (смятия) ударника. Также запишем выражение:

$$\frac{dm}{dt} = \mu \frac{dx_c}{dt} = \mu V, \quad (6)$$

где μ – погонная масса самолета, то есть масса единицы длины.

Тогда из формулы (5) получим выражение [1, 2]:

$$F_x(t) = P_c[x_c(t)] + \mu[x_c(t)] \cdot V^2(t), \quad (7)$$

где $x_c(t) = \int_0^t V(\xi) d\xi$ – расстояние от носика ударника.

В зарубежной проектной практике зависимость нагрузки от времени находят непосредственно по (7), численно получая зависимости $x_c(t)$ и $V(t) = \dot{x}_c(t)$. В отечественной практике получило распространение решение А.Н. Бирбраера в квадратурах [4, 5]. При этом в [4, 5] рассматривается фюзеляж самолета, который в произвольный момент времени можно разделить на две области (рис. 2): примыкающую к преграде смятую часть 1 и несмятую часть 2, движущуюся со скоростью $V(t) = \dot{x}_c(t)$.

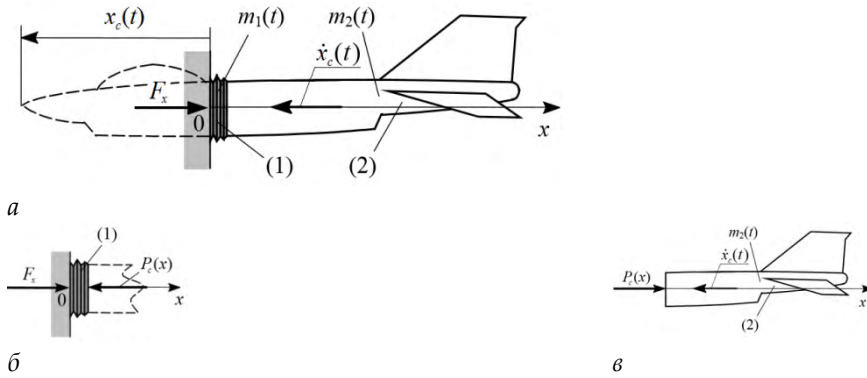


Рисунок 2. Модель фюзеляжа самолета [4, 5]:

a – «мягкий» ударник; *б* – смятая часть фюзеляжа («деформационная» зона);
в – несмятая часть фюзеляжа

Масса смятой части 1:

$$m_1(t) = \int_0^{x_c} \mu(x_c) dx_c = \int_0^t \mu[x_c(t)] \cdot \dot{x}_c(t) dt$$

Масса несмятой части 2:

$$m_2(t) = m_c - m_1(t), \tag{9}$$

где m_c – общая масса самолета.

Уравнение изменения количества движения [5]:

$$\frac{d\bar{Q}_i}{dt} = \bar{F}_i^e + \vec{u} \frac{dm_i}{dt} \tag{10}$$

где \bar{Q}_i – количество движения i -й области ($i = 1, 2$); \bar{F}_i^e – главный вектор проложенных внешних сил; dm_i – масса области; \vec{u} – абсолютная скорость присоединяющихся (отделяющихся) частиц.

Для несмятой части ударника из выражения (10) получаем дифференциальное уравнение движения [4, 5];

$$\ddot{x} = - \frac{P_c[x_c(t)]}{m_c - m_1[x_c(t)]}. \tag{11}$$

Начальные условия $x(0) = 0, \dot{x}(0) = v_0$.

Понизим порядок уравнения (11);

$$\dot{x} = \frac{dx}{dt} = \frac{dx}{dx} \frac{dx}{dt} = \dot{x} \frac{dx}{dx} = \frac{1}{2} \frac{d\dot{x}^2}{dx}. \tag{12}$$

Пусть $z = \dot{x}^2$, тогда получим уравнение $\frac{dz}{dx} = - \frac{2P_c(x)}{m_c - m_1(x)}$ с начальным условием $z(0) = v_0^2$.

Интеграл этого дифференциального уравнения;

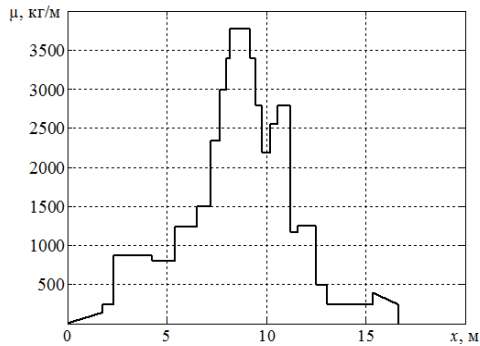
$$z = -2 \int_0^x \frac{P_c(\xi) d\xi}{m_c - m_1(\xi)} + v_0^2 \tag{13}$$

Пусть $\Phi(x_c) = \int_0^{x_c} \frac{P_c(\xi) d\xi}{m_c - m_1(\xi)}$, тогда $z = -2\Phi(x_c) + v_0^2, \frac{dx_c}{dt} = \sqrt{v_0^2 - 2\Phi(x_c)}$,

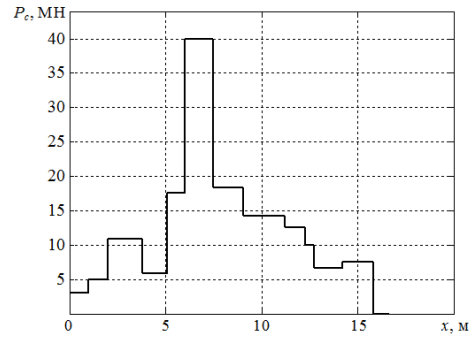
$$t(x_c) = \int_0^{x_c} \frac{d\xi}{\sqrt{v_0^2 - 2\Phi(x_c)}} \tag{14}$$

Обратив $t(x_c)$, получаем искомый закон изменения длины смятой части $x_c(t)$. После этого можем определить $P_c[x_c(t)]$, $\mu[x_c(t)]$ и $F_x(t)$.

Рассмотрим пример расчета нагрузки от удара «Фантом» RF-4E массой 20 тонн со скоростью 200 м/с. Такой удар согласно нормам России [3] должны выдерживать наиболее ответственные здания и сооружения АЭС. Исходные данные и результаты данного расчета представлены на рис. 3-5.



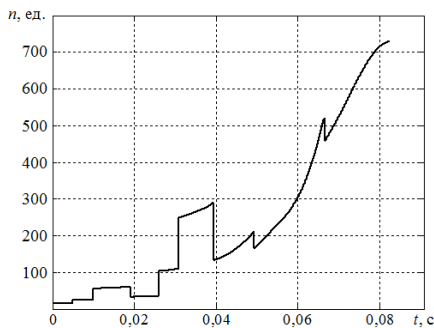
а



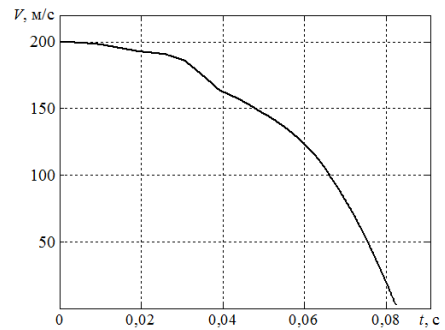
б

Рисунок 3. Исходные данные из [4, 5]:

а – погонная масса; б – сила разрушения или деформации фюзеляжа



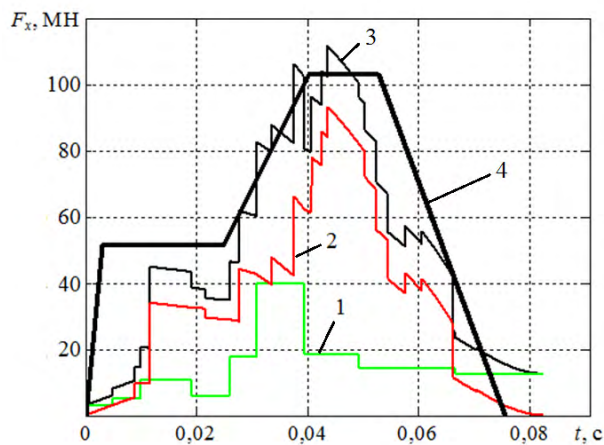
а



б

Рисунок 4. Результаты расчета:

а – перегрузка при торможении; б – динамика замедления при ударе


Рисунок 5. Нагрузка на жесткую стенку:

 1 – прочностная составляющая нагрузки; 2 – инерционная составляющая нагрузки;
 3 – рассчитанная нагрузка на жесткую стенку; 4 – нагрузка по нормам [3]

Таким образом, нагрузка, содержащаяся в нормах России, близка к рассчитанной по подходу Риеры. Основным допущением [1, 2] является то, что конструкция (преграда) является малоподатливой и может быть идеализованно представлена как жесткая преграда. Конечно, в

случае нежестких конструкций (преграда) нагрузку, рассчитанную с помощью формулы (7), следует рассматривать как верхнюю границу к «точной» кривой [2]. Влияние деформации преграды, согласно [2], исследовалось в других работах с использованием той же модели для случая, когда преграда движется вдоль оси x со скоростью $V_a(t)$:

$$F_x(t) = P_c[x_c - x_a] + \mu[x_c - x_a](V - V_a) - M_a \frac{dV_a}{dt}, \quad x_a(t) = \int_0^t V_a(\xi) d\xi \quad (15)$$

где M_a – масса деформированной (разрушенной) части на поверхности самолет-преграда.

Однако, нагрузка, рассчитанная по подходу Риеры для удара самолета по жесткой стенке, часто используется [6] для численных конечно-элементных расчетов зданий и сооружений без оценки влияния податливости конструкции и корректировок нагрузки. Пример результатов такого расчета представлен на рис. 6 [6]. В [6] рассматривается взаимодействие самолета «Боинг»-747-400 с защитной оболочкой АЭС. При этом контактное воздействие на оболочку заменялось импульсом по [5].

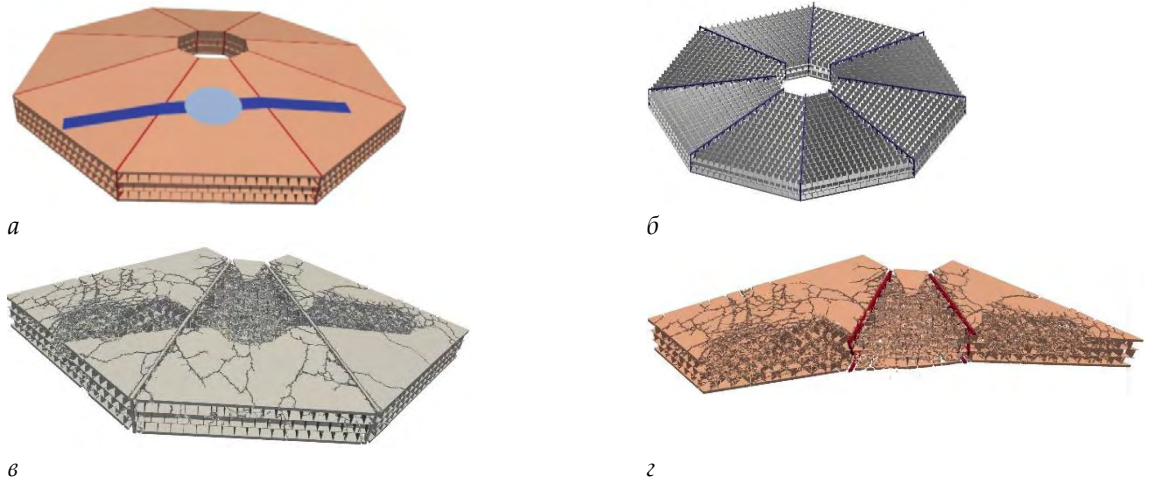


Рисунок 6. Схема взаимодействие самолета и оболочки АЭС [6]:

a – зоны приложения нагрузки; *б* – внутренняя сотовая конструкция оболочки; *в* – лицевая поверхность оболочки при $t = 300$ мс; *г* – разрушение оболочки по толщине $t = 300$ мс

Можно отметить, что перемещение зоны приложения нагрузки в направлении удара составляет минимум 2-3 м. Таким образом, приложенная нагрузка должна быть скорректирована с учетом податливости преграды. Процесс корректировки нагрузки носит итерационный характер и требует повторения расчета при уточненном внешнем воздействии.

При анализе подхода Дж. Риеры установлено, что основное допущение подхода Дж. Риеры – это жёсткость конструкции (преграды) при ударе. При воздействии на податливую конструкцию необходима корректировка зависимости приложенной нагрузки от времени, которая приводит к ее снижению. Данный процесс уточнения может носить итерационный характер. Однако, отдельное рассмотрение нагрузки и отклика конструкции возможно только при малых смещениях преграды. Это позволяет использовать метод последовательных приближений, так как тогда реакция мало чувствительна к движению преграды.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (проект № 19-08-00701-а).

Список литературы

1. Riera J. D. On the stress analysis of structures subjected to aircraft impact forces // Nucl. Engng. and Des. 1968. Vol. 8. № 4. P. 415–426.
2. Riera J. D. A critical reappraisal of nuclear power plant safety against accidental aircraft impact // Nucl. Engng. and Des. 1980. Vol. 57. № 1. P. 193–206.

3. Нормы строительного проектирования АС с реакторами различного типа. Правила и нормы в атомной энергетике. ПиН АЭ-5.6: Изд. Минатомэнерго СССР. 1986. 21 с.
4. Бирбраер А.Н., Шульман С.Г. Прочность и надежность конструкций АЭС при особых динамических воздействиях. М.: Энергоатомиздат, 1989. 304 с.
5. Бирбраер А.Н. Экстремальные воздействия на сооружения / А.Н. Бирбраер, А.Ю. Роледер. СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2009. 594 с.
6. Радченко П.А., Балдин И.В., Плевков В.С. Моделирование разрушения сотовых конструкций при ударно-волновых нагрузках // XI Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики: сборник докладов (Казань, 20-24 августа 2015 г.) / Сост. Д.Ю. Ахметов, А.Н. Герасимов, Ш.М. Хайдаров, под ред. Д.А. Губайдуллина, А.М. Елизарова, Е.К. Липачёва. Казань: Изд-во: Казан. Ун-та, 2015. С. 1109-1111.

COMPUTING THE LOADS AFFECTING A STRUCTURE SUBJECTED TO A HIGH-VELOCITY PROJECTILE IMPACT USING THE RIERA APPROACH

V.A. Markov, Yu. V. Popov, V.I. Pusev, V.V. Selivanov

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia

This is why this paper considers an approach to computing the loads affecting a structure subjected to a high-velocity projectile impact (the projectile being an aerial vehicle, AV) introduced by J. Riera [1, 2]. This approach is widely used for computing loads affecting protective structures of nuclear power stations. This issue is of great practical importance, since nuclear power station buildings and structures, according to Russian civil engineering regulations [3] should be designed taking the effects of possible aircraft crash into account. The approach proposed by J. Riera makes it possible to determine the load as a function of time for a "soft" (subject to failure) penetrator, such as an airplane moving at its landing speed, interacting with a rigid target. We will replicate the derivation of the Riera equation according to [2].

The ratio of force to impulse for a system is the same as for a single particle:

$$F_x = \frac{dQ_x}{dt}, \quad (1)$$

where F_x is the projection of the resultant force onto the x axis;

Q_x is the projection of the total impulse onto the x axis.

Let m be the mass found within a fixed control volume S at an arbitrary moment t_a . When the period $dt = t_b - t_a$ is over, the boundaries of the system are generally already different from S . Moreover, let Q_{xa} and Q_{xb} denote the impulse along the x axis of all the medium contained within S at t_a and t_b respectively, while dQ_{xin} and dQ_{xout} represent the impulse in- and outflow along the x axis over dt .

The resulting force acting in the control volume S may be expressed as follows:

$$F_x = \frac{Q_{xa} - Q_{xb}}{dt} + \frac{dQ_{xout} - dQ_{xin}}{dt}. \quad (2)$$

A simplified "soft" penetrator model [5, 6] implies the existence of two zones: a negligibly thin "deformation" zone adhering to the target surface within the control volume S_d and a rigid zone within the control volume S_r (fig. 1 [6]). Additionally, let $S = S_d \cup S_r$. If t_a now denotes the moment of contact, and the equation (2) is applied to S , then

$$Q_{xa} = mV, \quad (3)$$