

# ОБ ОСОБЕННОСТЯХ РАСЧЁТА УДАРА ТЯЖЁЛОГО ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЁТА О НЕДЕФОРМИРУЕМУЮ ПРЕГРАДУ

МФПУ "Синергия"(2)  
 Александр Николаевич Медведь, к.т.н., с.н.с.,  
 Андрей Иванович Касьян, к.т.н., доцент,  
 Игорь Александрович Нестеров, к.т.н., доцент

Представлен анализ результатов столкновения самолетов с объектами атомной электростанции. На основе сравнения импульса самолета с графиками, приведенными в работе А.Н. Бирбраера и А.Ю. Роледера [5], показано, что максимальное значение нагрузки на объекты АЭС при ударе тяжелого самолета, рассчитанное по методике Дж. Риеры, вероятно, занижено приблизительно в полтора – два раза.

The presentation of result of research of the collision of aircraft with the objects of the nuclear power plant. Based on the comparison of the aircraft pulse with the graphs given in A. Birbraer's work, it is shown that the maximum value of the load on nuclear power plant objects when a heavy aircraft is struck, calculated by J. Riera's method, is probably underestimated by about one and a half to two times.

Ключевые слова: Атомная электростанция, последствия удара самолета, максимальное значение нагрузки.  
 Keywords: Nuclear power plant, the impact of a plane hit, the maximum load value.

Анализ результатов столкновения самолета со зданиями атомной электростанции (АЭС), особенно с реакторными блоками и хранилищами ядерного топлива, представляет первостепенный интерес для проектировщиков новых АЭС, которые предполагаются к постройке в России и за рубежом. В ряде случаев иностранные заказчики предъявляют чрезвычайно высокие требования к стойкости соответствующих сооружений по отношению к ударным воздействиям указанного типа. Так, один из зарубежных заказчиков потребовал гарантировать безопасность столкновения с реакторным блоком тяжелого транспортного самолета массой 400 т при скорости соударения 150 м/с, что выходит далеко за рамки требований, обычно предъявляемых МАГАТЭ.

Горький опыт авиационных аварий и катастроф свидетельствует о том, что при соударении фюзеляжа или крыла самолета с твердой преградой (в том числе с землей) указанные элементы конструкции сравнительно легко сминаются, частично или полностью разрушаются. При соударении таких тонкостенных оболочек с преградами кинетическая энергия расходуется как на их собственное разрушение, так и на деформацию преграды. В связи с тем, что масса преграды обычно многократно превосходит массу самолета (или элемента соударившейся конструкции), доля энергии, затраченная на разрушение тела, как правило, существенно превышает долю энергии, истраченной на деформацию преграды. В то же время следует учитывать, что разделение соударяющихся тел на жесткие и легко деформируемые является условным и зависит от их свойств.

При расчете результатов соударения самолета с железобетонным зданием с целью упрощения принимают, что разрушающиеся элементы (фюзеляж, крыло, мотогондолы, оперение) являются жесткопластическими. Прибегают также к упрощенной схематизации: эти элементы рассматривают в виде одномерных тел, т.е. фактически стержней с переменными по длине характеристиками (массой и прочностью). Другими словами, в каждом из сечений стержня задаются средними значениями этих параметров, зависящими только от продольной координаты.

Традиционно считают наиболее опасным удар по нормали к преграде, которую обычно задают вертикальной (хотя методика расчета лишь незначительно усложняется, если преграда наклонена). При ударе по нормали точка соударения остается неподвижной. Впервые в такой постановке задачу определения нагрузки на преграду решил Дж. Риера, причем именно для случая удара самолета [1]. Ему принадлежит идея представления фюзеляжа в виде жесткопластического стержня с распределенной по длине погонной массой  $\mu(x)$  и предельной нагрузкой разрушения  $P(x)$ . Впоследствии эту задачу стали решать с использованием других, более детальных и сложных моделей конструкции самолета, однако новые результаты почти не отличаются от полученных Риерой.

Если считать, что в момент удара вектор скорости направлен

по оси стержня (фюзеляжа), то нагрузка на преграду получается максимальной. В этом случае самолет в процессе разрушения перемещается прямолинейно (его вертикальное перемещение и поворот во время удара под действием силы веса в силу кратковременности процесса не учитываются). Риера предположил, что в процессе соударения конструкцию самолета можно разделить на две области: примыкающую к преграде смятую часть 1, скорость которой равна нулю, и несмятую часть 2, движущуюся со скоростью

$$v(t) = dx(t)/dt, \quad (1)$$

где  $x(t)$  - длина, отсчитываемая от носа самолета.

Масса смятой области определяется распределением погонной массы самолета  $\mu(x)$  и скоростью смятия  $dx(t)/dt$ :

$$m_1(t) = \int_0^{x(t)} \mu(x) dx$$

Масса несмятой области 2, очевидно, определяется формулой:

$$m_2(t) = m_c - m_1(t), \quad (2)$$

где  $m_c$  - масса самолета до соударения.

В одномерном приближении каждая из этих областей может рассматриваться как точка переменной массы, движение которой вдоль оси ОХ описывается дифференциальным уравнением:

$$\frac{dp_i}{dt} = F_{\Sigma ix} + u \frac{dm_i}{dt}, \quad (3)$$

где  $p_i$  - импульс  $i$ -й области ( $i = 1, 2$ );

$F_{\Sigma ix}$  - сумма сил вдоль оси ОХ, приложенных к  $i$ -й области;

$u$  - скорость присоединяющихся или отделяющихся от области частиц в соответствующий момент времени.

Поскольку скорости точек области 1 равны нулю (удар неупругий), то справедливы следующие формулы для спроецированных на ось ОХ величин, входящих в (3):

$$\begin{aligned} p_{1x} &= 0; \\ F_{\Sigma 1x} &= R(t) - P[x(t)]; \\ U_x &= -v(t); \end{aligned}$$

$$\frac{dm_1}{dt} = v(t)\mu(x(t)), \quad (4)$$

где  $p_{1x}$  - импульс заторможенной области 1;

$R(t)$  - нагрузка на преграду;

$P[x(t)]$  - сила, действующая со стороны неразрушенной части самолета 2 на заторможенную область 1.

При подстановке указанных выше формул в (3) получают выражение для нагрузки, впервые выведенное Риерой [1]:

$$R(t) = P[x(t)] + v^2(t) \cdot \mu(x(t)). \quad (5)$$

Первое слагаемое в правой части определяет статическую, а второе - динамическую составляющую нагрузки. Очевидно, что динамическая нагрузка на преграду существует, пока происходит смятие конструкции самолета, т.е.  $v(t) > 0$ , после чего она становится равной нулю.

В настоящее время принято рассматривать падение на АЭС самолетов трех классов: легкомоторного представителя авиации общего назначения, военного и транспортного. Согласно требованиям норм [2], а также международной практике, возможность столкновения легкомоторного самолета с реакторным блоком АЭС обязательно учитывается в проекте любой станции, поскольку аварийность этого вида авиации особенно велика.

Что касается самолетов двух других классов - военных и транспортных, то необходимость учета соответствующих воздействий определяют исходя из воздушной обстановки в районе АЭС. Боевые самолеты класса тактического истребителя или фронтового бомбардировщика имеют меньшую массу, чем тяжелые транспортные, но зато они отличаются более высокой скоростью полета. Из формулы Риеры (5) следует, что нагрузка на объект соударения пропорциональна массе в первой степени, а скорости - в квадрате. Именно поэтому нагрузка при ударе боевых самолетов относительно небольшой массы оказывается обычно больше, чем самолетов транспортной авиации.

При расчете нагрузок на здания АЭС скорость самолета чаще всего принимают не максимально возможной, а соответствующей скорости полета на небольшой высоте, так как случаев соударения с землей боевых и транспортных самолетов, летящих с предельно возможными скоростями, не зафиксировано. Однако, как уже отмечалось, в ряде случаев заказчик конкретной АЭС может предъявить требования в части массы и скорости полета самолета, исходя из собственных соображений. Помимо нагрузки, вызванной разрушением планера самолета, принято учитывать результаты соударения некоторых его особо прочных частей (обычно двигателей), которые чаще всего представляются в виде абсолютно твердых тел.

В качестве типовых военных и транспортных самолетов МАГАТЭ и нормативные документы ряда европейских стран рекомендуют выбирать [3]:

1) **Тактический истребитель F-4E "Фантом"**. Учет результата соударения самолета этого типа предусмотрен, в частности, нормами Германии [4]. Длина фюзеляжа самолета составляет 17 м, типовая полетная масса самолета - 20 000 кг, расчетная скорость 215 м/с. Форму пятна удара обычно принимают в виде круга площадью 7 м<sup>2</sup>. Для указанных начальных условий закон изменения нагрузки на недеформируемую вертикальную преграду при горизонтальном полете ударившего самолета, полученный в результате расчетов с учетом распределения масс и прочности по длине планера, показан красной линией на рис. 1, а. На этом же рисунке синей линией показан закон изменения нагрузки, полученный путем упрощения и сглаживания расчетного закона [5].

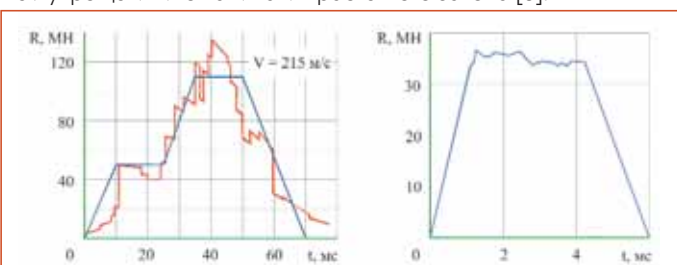


Рисунок 1 - а) Зависимость нагрузки на преграду от времени при ударе самолета F-4E массой 20 000 кг со скоростью 215 м/с; б) Экспериментальная зависимость нагрузки на преграду от времени при ударе авиационного газотурбинного двигателя J79 со скоростью 100 м/с

Помимо приведенной нагрузки, соответствующей разрушению планера самолета, учитывают удар двигателя массой 1665 кг, диаметром 0,91 м и скоростью 100 м/с. Двигатель рассматривается как абсолютно твердое тело, и расчет нагрузки производят по эмпирическим формулам. Отмечается, что результаты расчетов хорошо согласуются с экспериментально полученной нагрузкой, закон изменения которой иллюстрируется рис. 1, б [5].

В 1988 г. в исследовательском центре Sandia National Laboratories (США) проводился натурный эксперимент, в ходе которого моделировался удар тактического истребителя F-4E "Фантом"

со скоростью 215 м/с в массивную железобетонную плиту толщиной 3,66 м (рис. 2). При указанных условиях (отношение массы самолета к массе преграды 1:25, малые потери энергии в опорах преграды) 94 % кинетической энергии самолета затрачивалось на его собственное разрушение, и только оставшиеся 6 % - на разрушение преграды [6]. Очевидно, что в иных условиях соударения распределение энергии может оказаться несколько другим, однако во всех случаях основная часть кинетической энергии самолета будет затрачиваться на его собственное разрушение.

С уменьшением массы и скорости самолета нагрузка при ударе уменьшается. При малых скоростях самолета с уменьшением массы снижается не только максимальное значение нагрузки, но и время ее действия в связи с тем, что фюзеляж сминается на меньшую длину, чем при большой скорости (например, хвостовая часть самолета с оперением часто остается несмятой).

Следует отметить, что по нормам Российской Федерации при расчете соударения военного самолета с объектами на площадке АЭС принимаются близкие к "фантомовским" условия: масса самолета принимается равной 20 000 кг, а скорость - 200 м/с. Угол наклона траектории самолета принимают в диапазоне от 0 до -45° к горизонту. Учет воздействия двигателя, а также последствия возгорания или взрыва авиационного топлива нормами не оговорены.

До недавнего времени "типичным представителем" транспортного самолета при расчетах столкновения с объектами АЭС считался четырехдвигательный "Боинг 707-320", способный принимать на борт до 190 пассажиров и членов экипажа. По габаритам он



Рисунок 2 - Эксперимент в Sandia National Laboratories: самолет F-4E ударяется о железобетонную плиту массой 500 т

намного крупнее "Фантома": размах крыла 44,4 м, длина 44,6 м, высота 12,75 м. В рекомендациях МАГАТЭ предлагается принимать его массу равной 200 000 кг, а скорость соударения с преградой - 100 м/с. Расчетная нагрузка, иллюстрируемая рис. 3, а, была вычислена Дж. Риерой с использованием распределения погонной массы и прочности по длине самолета, показанного на рис. 3, б [1].

С появлением широкофюзеляжных тяжелых самолетов, взлетная масса которых превзошла вдвое взлетную массу "Боинга 707-320", при расчете безопасности АЭС в качестве типового транспортного самолета в ряде случаев стали принимать характеристики "Боинга 747", одного из крупнейших современных пассажирских самолетов, способного перевозить более 500 пассажиров. В варианте "Боинг 747-8" его взлетная масса превышает 400 000 кг. Длина самолета составляет 70,7 м, размах крыла - 64,5 м, а высота - 19,1 м.

На рис. 4 приведена суммарная нагрузка на недеформируемую преграду (реакторный блок), принятая в проекте одной из АЭС при расчете воздействия удара "Боинга 747" [5]. Ее максимальное значение составляет 250 МН и вдвое превышает нагрузку при ударе самолета F-4E, ранее считавшуюся наиболее тяжелой. Угол наклона траектории самолета принимался в диапазоне от 0 до 10° к горизонту. Площадь пятна удара при расчетах принималась сначала в виде круга площадью 50 м<sup>2</sup>, на этапе разрушения крыла она увеличивалась до 100 м<sup>2</sup>, а затем вновь уменьшалась до 50 м<sup>2</sup>.

Поскольку натурные эксперименты с разбиванием таких дорогостоящих объектов, как самолет "Боинг 747" о железобетонную

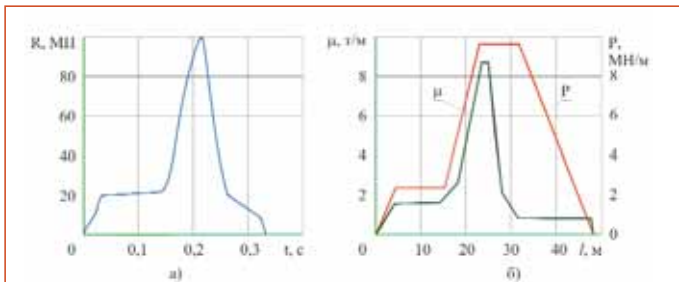


Рисунок 3 - а) Зависимость нагрузки на преграду от времени при ударе самолета "Боинг 707-320" массой 200 000 кг со скоростью 100 м/с; б) Распределение погонной массы  $\mu$  и прочности  $R$  по длине самолета

плиту массой этак в 10 000 т никто еще в мире не проводил, то судить о близости полученных расчетных результатов нагрузки к истинным можно, привлекая общие физические соображения. Эксперимент с "Фантомом" свидетельствует: удар самолета о железобетонную плиту, многократно превышающую его по массе, оказался абсолютно неупругим: почти вся энергия была истрачена на деформацию изуродованной машины. Из соображений механики следует, что в рассматриваемом случае величина интеграла нагрузки на преграду за время удара должна быть приблизительно равна начальному импульсу ударившего о преграду объекта:

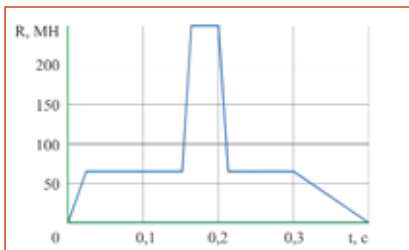


Рисунок 4 - Зависимость нагрузки на преграду от времени при ударе самолета "Боинг 747-400" массой 390 000 кг со скоростью 100 м/с

$$m_c [v_0 = \int_0^t R(t) dt.$$

Результаты проверки этого соотношения для "Фантома" с использованием графика нагрузки, приведенного на рис. 1, дают вполне удовлетворительный результат: начальный импульс составляет  $4,3 \cdot 10^6$  кг·м/с, а значение интеграла под ломаной линией нагрузки - примерно  $4,55 \cdot 10^6$  кг·м/с. С учетом того, что удар все же не был идеально неупругим (часть элементов конструкции отбросило назад), следует признать блестящее совпадение результатов численных расчетов с грубоватой, но оказавшейся удивительно близкой к истине оценке, сделанной на основе простых физических соображений.

Теперь перейдем к рассмотрению высказанного предположения применительно к продукции фирмы "Боинг". Для принятых условий начальный импульс самолета "Боинг 707-320", как легко убедиться, составляет  $2 \cdot 10^7$  кг·м/с, а значение интеграла под ломаной нагрузки на рис. 3,а - примерно  $1,1 \cdot 10^7$  кг·м/с! Таким образом, этот график является своеобразным опровержением одного из фундаментальных физических законов сохранения. Можно утверждать, что при увеличении массы самолета на порядок по сравнению с

"Фантомом" и одновременном уменьшении скорости примерно вдвое (а она, как мы помним, входит в формулу (5) в квадрате), нагрузка на преграду должна получаться в среднем вдвое выше по сравнению "фантомовской" (ее максимальное значение должно составлять 200...220 МН). И тогда значение интеграла на рис. 3,а также увеличится примерно вдвое, обеспечивая удовлетворительное совпадение с оценкой по начальному импульсу ( $2,2 \cdot 10^7$  кг·м/с).

Перейдем к рассмотрению случая с "Боингом 747-400". По сравнению с "семьсот седьмым", с точки зрения формулы Риеры, увеличивается вдвое только масса самолета, а начальная скорость останется прежней (100 м/с). Однако и время соударения также станет больше (между прочим, из графика на рис. 4 следует, что деформации подвергнется только носовой фрагмент фюзеляжа длиной всего 20-30 м, невероятно мало), из графика - примерно на треть. Тогда максимальное значение нагрузки (при сходных по виду закономерностях ее изменения в случае с обоими "боингами") должно возрасти по сравнению с "семьсот седьмым" приблизительно в полтора раза, то есть до 300...330 МН, но отнюдь не до 250 МН, как следует из графика. Начальный импульс "семьсот сорок седьмого" для принятых условий -  $3,9 \cdot 10^7$  кг·м/с, а значение интеграла под ломаной нагрузки на рис. 4 - всего  $2,7 \cdot 10^7$  кг·м/с. Однако, если пропорционально "приподнять" ее на всем протяжении в полтора раза (до максимального значения нагрузки порядка 375 МН), то все встает на свои места.

Исходя из изложенных соображений авторы настоящей статьи выражают сомнения в точности опубликованных ранее оценок максимальных значений нагрузок на сооружения АЭС применительно к ударам тяжелых транспортных самолетов, которые, на наш взгляд, занижены в полтора-два раза.

#### Литература

1. Riera J. D. On the Stress Analysis of Structures Subjected to Aircraft Impact Forces // Nucl. Engng. and Des. 1968. Vol. 8. P. 415-426.
2. Учет внешних воздействий природного и техногенного происхождения на объекты использования атомной энергии: НП-064-05 / Федеральная служба по экологическому, технологическому и атомному надзору. - 2006.
3. External Human-Induced Events in Site Evaluation for Nuclear Power Plants. IAEA Safety Standards Series. Safety Guide No. NS-G-3.1 / International Atomic Energy Agency. Vienna, - 2002.
4. Richtlinie für den Schutz von Kernkraftwerken gegen Druckwellen aus chemischen Reaktionen durch Auslegung der Kernkraftwerke hinsichtlich ihrer Festigkeit // Bundesanzeiger. No. 179. Bonn (22.9.1976). S. 1-3.
5. Бирбраер А.Н., Поleder А.Ю. Экстремальные воздействия на сооружения. СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, - 2009.
6. Sagano T., Tsubota Y., Kasai Y. et al. Full-Scale Aircraft Test for Calculation of Impact Force // Nucl. Engng. and Des. 1993. Vol. 140. P. 373-385.

Связь с авторами: bearam07@ya.ru

## ИНФОРМАЦИЯ

**NASA** успешно провело в аэродинамической трубе продувочные испытания нового воздухозаборника и вентилятора для турбовентиляторных реактивных двигателей, которые рассчитаны на всасывание пограничного слоя. Новый вентилятор имеет измененные по сравнению с обычными вентиляторами угол атаки и форму лопаток.



Эти параметры были оптимизированы для работы с медленным пограничным слоем, появляющимся на корпусе самолета во время

полета. Продувочные испытания этого элемента, а также воздухозаборника, в котором он размещен, призваны подтвердить или опровергнуть результаты компьютерного моделирования.

Известно, что в воздухозаборнике нагрузка на лопатки вентилятора разная из-за наличия (вблизи фюзеляжа) или отсутствия (с другой стороны) пограничного слоя, что приводит к дополнительной нагрузке на лопатки. Для повышения прочности конструкции лопаток инженеры придали изогнутую форму, причем корневая часть этих элементов установлена практически под прямым углом к воздушному потоку. Кроме того, инженеры уменьшили угол атаки лопаток со стандартных для

вентиляторов 27 градусов до 17. Это изменение позволило вентилятору эффективно втягивать пограничный слой.

В испытаниях принимает участие вентилятор диаметром 56 см. Первые продувочные испытания воздухозаборника и вентилятора проводились в стабильных условиях при скоростях воздушного потока от 0,55 до 0,78 числа Маха.

Проходящие испытания воздухозаборник и вентилятор предназначены для «утопленных» (частично размещенных внутри фюзеляжа) двигателей самолета. Ожидается, что установка нового вентилятора на обычный турбовентиляторный двигатель, «утопленный» в фюзеляже, даст прирост топливной эффективности на 4,5%. **П**