

МОДЕЛИРОВАНИЕ ВОЗДЕЙСТВИЯ ВЗРЫВНОЙ ВОЛНЫ НА ЛЕТАЩИЙ ДЕФОРМИРУЕМЫЙ САМОЛЕТ

Э. Каррера, В. Морелло, Д. Валлетти, Ф. Алгостино

Политехническая школа, 10129 Турин, Италия, erasmo.carrera@polito.it

Приведены результаты численного моделирования воздействия взрывных волн на летящий деформируемый самолет коммерческого типа. Явный трехмерный, динамический, нелинейный, связанный анализ выполнен при помощи программного пакета MSC.Dytran. Для моделирования структурных элементов использована сетка Лагранжа, для окружающей среды — сетка Эйлера. В основе гидродинамического расчетного модуля лежит подход Эйлера и метод конечного объема для дискретизации основных уравнений. Метод конечных элементов применен для дискретизации структурных элементов. Рассмотрено динамическое взаимодействие связанных взрывных волн с простой панелью и объемной структурой крыла. Проанализирована вибрация самолета в целом, обусловленная его полной гибкостью. Анализ показал, что подобное исследование может быть использовано для расчета нагрузок на самолет при различном начальном положении точки взрыва и различном количестве взрывчатого вещества. Данный метод исследования полезен для улучшения проекта самолета с целью повышения его стойкости к действию взрывных явлений, для моделирования катастроф самолетов и лучшего понимания их причин.

Ключевые слова: авионика, компьютерное моделирование действия взрывной волны на деформируемый самолет, взаимодействие жидкость — структура.

ВВЕДЕНИЕ

Развитие вычислительной механики в последние два десятилетия позволило моделировать явление взрыва и его механическое воздействие в различных приложениях [1–6]. В данной работе анализируется воздействие взрыва на элементы авиационной техники. Авторам неизвестны работы, в которых проводилась бы оценка нагрузок на летящий самолет вследствие взрыва в воздухе, а также оценивалось бы влияние динамических нагрузок на деформируемые конструкции. Такой анализ позволил бы оценить нагрузки на самолет при различном начальном расположении центра взрыва и разном количестве взрывчатых веществ (ВВ); улучшить проект самолета с целью повышения его устойчивости относительно эффектов взрыва; моделировать аварии самолетов в целях выяснения их причин.

В данной работе оцениваются возможности использования коммерческого программного пакета MSC.Dytran [7] для моделирования нагрузок, которые оказывает взрыв на гибкий, деформируемый в полете самолет.

1. НЕКОТОРЫЕ ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ

Известно, что при взрыве химического ВВ в воздухе образуется взрывная волна, распространяющаяся от центра взрыва в окружающую среду [8]. На рис. 1 показан типичный профиль взрывной волны на достаточно далеком расстоянии от места взрыва. Наблюдаются положительная и отрицательная фазы давления, отрицательное давление ограничено примерно 1 атм.

Для описания взрывной волны необходимы три независимые характеристики: интенсивность, длительность и импульс волны. Интенсивность ударной волны получается из закона

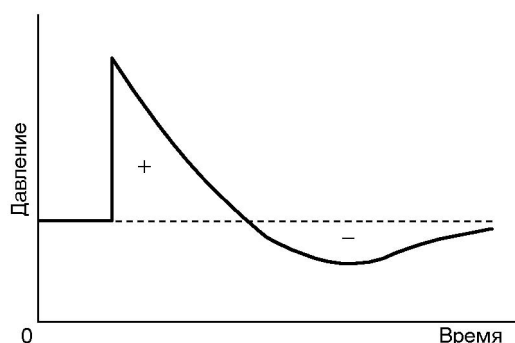


Рис. 1. Типичный профиль давление — время для взрывной ударной волны в воздухе

подобия. Она зависит от расстояния до точки взрыва, величины взрываемого заряда в тротиловом эквиваленте и характеристик окружающей среды. Закон подобия для взрыва базируется на основных принципах геометрического подобия. В [8] приведено соотношение

$$p^0/p_a = \frac{808 \left[1 + \left(\frac{Z}{4.5} \right)^2 \right]}{\sqrt{1 + \left(\frac{Z}{0.048} \right)^2} \sqrt{1 + \left(\frac{Z}{0.32} \right)^2} \sqrt{1 + \left(\frac{Z}{1.35} \right)^2}}, \quad (1)$$

в котором p^0 — максимум избыточного давления, $Z = \frac{r f_d}{W^{1/3}}$ — приведенное безразмерное расстояние, $f_d = (p_a/p_{0a})^{1/3} (T_{0a}/T_a)^{1/3}$ — коэффициент, зависящий от температуры и давления окружающей среды и их значений в точке торможения, p_a , T_a — давление и температура окружающей среды, p_{0a} , T_{0a} — давление и температура окружающей среды на уровне моря, r — расстояние от точки взрыва, W — масса заряда ВВ в тротиловом эквиваленте.

Наряду с пиковым давлением другим фундаментальным параметром при анализе способности волны разрушать близлежащую конструкцию является длительность взрывной волны. Положительная фаза давления во взрывной волне оказывает наибольшее разрушающее действие. Поэтому она может служить показателем длительности всей взрывной волны, несмотря на то, что часто длительность отрицательной фазы по меньшей мере в два раза больше положительной. Длительность взрывной волны t_d может быть определена соотношением, следующим из закона подобия:

$$\frac{t_d}{W^{1/3}} = \frac{980 \left[1 + \left(\frac{Z}{0.54} \right)^{10} \right]}{\left[1 + \left(\frac{Z}{0.02} \right)^3 \right] \left[1 + \left(\frac{Z}{0.74} \right)^6 \right] \sqrt{1 + \left(\frac{Z}{6.9} \right)^2}}. \quad (2)$$

2. МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЗРЫВА В ПАКЕТЕ MSC.DYTRAN

Коммерческий программный пакет MSC.Dytran предназначен для анализа кратковременных переходных процессов в системах, включающих структурные элементы, а также для расчета динамики взаимодействия жидкости с различными устройствами. Структурные элементы моделируются с использованием сетки Лагранжа, для моделирования окружающей среды применяется подход Эйлера¹. Для решения задач динамики жидкости расчетный модуль пакета использует приближение Эйлера и метод конечного объема (FVM) для дискретизации определяющих уравнений [9]. Использование FVM-метода полностью гарантирует выполнение законов сохранения в движущейся жидкости при любой степени сгущения расчетной сетки.

Уравнения законов сохранения интегрируются по времени при помощи явной динамической процедуры первого порядка. Явный подход ускоряет расчеты, потому что требуется обращение только массовой (диагональной) матрицы. С другой стороны, явные методы имеют недостаток: для получения корректного и устойчивого решения требуется очень малый шаг по времени. Задачи с короткой длительностью, такие как взрыв, обычно решаются явными методами, которые удобны для решения задач, включающих значительные нелинейности, что требует постоянного обновления матриц жесткости.

При моделировании взаимодействия жидкости со структурой жидкость внутри конечной области ограничена поверхностью сопряжения, благодаря которой жидкость может передавать нагрузку на деформируемую конструкцию. Критическим моментом любой стратегии метода Эйлера — Лагранжа, описывающей взаимодействие жидкости и оболочки, является формулировка логичного и эффективного численного алгоритма, который связывает жидкостный и оболочечный счетные модули. Для явных динамических методов один из подходов состоит в связи двух решателей наложением подходящих граничных условий перед началом каждого шага по времени. Условия на границе раздела вытекают из

¹Эйлерова сетка неподвижна в пространстве, хотя жидкость может протекать через сетку. Численный метод позволяет получить поля скоростей и давлений (и других переменных) в жидкости.

очевидных предположений: сохранение непрерывности нормальной компоненты скорости и равенства давлений на поверхности раздела. Для жидкостного решателя в невязкой модели Эйлера требуются граничные условия: непрерывность нормальной компоненты скорости и свободное тангенциальное скольжение. Этого можно добиться принудительным введением узкой полосы ячеек вне физической области, занятой жидкостью. Полевые переменные в этих ячейках (скорость, давление и плотность жидкости) выбираются в соответствии с решением внутри физической области и скоростью облочки.

Для сопряжения отклика взаимодействующих твердых тел и жидкостей было предложено множество различных стратегий [10]. В обычном произвольном методе Лагранжа — Эйлера (ALE-метод) сопряжение фиксированной сетки Эйлера и движущейся сетки Лагранжа выполняется в промежуточной области, в которой адаптированная сетка движется с предписанной скоростью. Детализация эволюции сетки в переходной области критична для успешного применения ALE-методов, которым, к сожалению, необходима априорная информация о решении. Альтернатива — использование общего сопряжения для моделирования взаимодействия между сетками Лагранжа и Эйлера. Множество областей Эйлера автоматически генерируется вокруг поверхности сопряжения, и каждая область Эйлера автоматически адаптируется сама собой, когда поверхность сопряжения движется и деформируется. При разрушении структурных элементов материалы Эйлера протекают через дырки в разрушенных поверхностях. Эта технология адаптивных областей Эйлера позволяет эффективно моделировать взрывные явления при помощи пакета MSC.Dytran.

При моделировании в пакете MSC.Dytran используется приближение мгновенного взрыва. В покоящейся атмосфере мгновенно образуется шар горячего газа с высокой внутренней энергией и давлением. Поэтому для моделирования движения сред внутри и снаружи газового пузыря использовались две области. Во внешней области, окружающей пузырь продуктов взрыва и состоящей из воздуха, были размещены авиационные структуры, для внешней поверхности которых были поставлены граничные условия, являющиеся частью граничных условий для внешней области

(через эту область распространяется взрывная волна). Область внутри пузыря заполнена горячими продуктами детонации. Распространение взрывной волны сопровождается потоком массы, энергии и импульса до тех пор, пока волна не достигнет области Лагранжа.

Для моделирования расширения газового пузыря необходимо определить размер пузыря, плотность продуктов взрыва и их внутреннюю энергию. Первый параметр связан с размерами элементов сетки. Точность возрастает при уменьшении радиуса сферы. Но для получения хорошей дискретизации формы пузыря необходимо использовать по меньшей мере пять элементов сетки (рис. 2). Удельная энергия и плотность определяются из уравнения

$$E_b = E_{\text{TNT}} = \frac{pV}{k-1} \left[1 - \left(\frac{p_a}{p} \right)^{(k-1)/k} \right], \quad (3)$$

где

$$p = \rho_b RT \left(\frac{2 e_b}{5 R} \right), \quad (4)$$

E_b — энергия пузыря, E_{TNT} — энергия, выделяемая при взрыве, в тротиловом эквиваленте, ρ_b — плотность вещества внутри пузыря, e_b — удельная внутренняя энергия пузыря, R — универсальная газовая постоянная. При анализе полагалось $e_b = 7$ МДж/кг, что совпадает с наиболее достоверным значением внутренней энергии для этого типа моделирования. Столь высокое значение энергии обусловлено тем, что внутри пузыря взрывается 16 кг ВВ в тротиловом эквиваленте, что приводит к очень высокой температуре. Для горячего газа внутри пузыря использовались начальные значения $T = 9688$ К, $p = 7.56$ МПа; отношение давлений на уровне моря — $p/p_a = 74.61$,

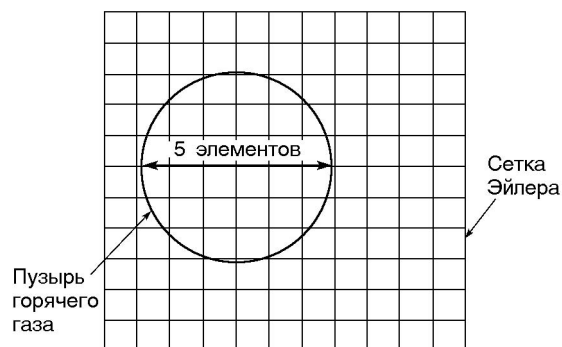


Рис. 2. Элементы внутри пузыря

Таблица 1
Изменение массы ВВ в тротиловом эквиваленте
при изменении размера пузыря

r , м	V , м ³	E , МДж	m_{TNT} , кг	E , МДж	m_{TNT} , кг
		на уровне моря		на высоте 7500 м	
0.1	0.0042	0.056	0.012	0.062	0.013
0.2	0.034	0.45	0.096	0.49	0.11
0.3	0.11	1.5	0.32	1.7	0.36
0.4	0.27	3.6	0.77	3.9	0.84
0.5	0.52	7.0	1.5	7.7	1.6
0.6	0.9	12	2.6	13	2.8
0.7	1.44	19	4.1	21	4.5
0.8	2.15	29	6.1	32	6.7
0.9	3.05	41	8.7	45	9.6
1.0	4.2	56	12	62	13
1.1	5.6	75	16	82	17
1.2	7.2	97	21	107	23
1.3	9.2	123	26	136	29
1.4	11.5	154	33	169	36
1.5	14.1	189	40	208	44
1.6	17.2	230	49	253	54
1.7	20.6	276	59	303	65
1.8	24.4	327	70	360	77
1.9	28.7	385	82	423	90
2.0	33.5	449	96	493	105

на высоте $h = 7500$ м — $p/p_a = 197.64$. Полученные значения приведены в табл. 1.

3. ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ

3.1. Моделирование взрыва в воздухе

Предварительно был выполнен анализ взрыва мощного ВВ в свободном пространстве, заполненном воздухом. Численные результаты для взрывной волны сравнивались с аналитическими зависимостями (1), (2). Для воздуха в стандартных условиях (плотность воздуха 1.225 кг/м³) была генерирована сетка Эйлера. Выбраны следующие начальные условия: удельная внутренняя энергия $e_a = 208$ кДж/кг, давление воздуха $p_a = 101$ кПа, начальный радиус пузыря продуктов взрыва 1.1 м, удельная

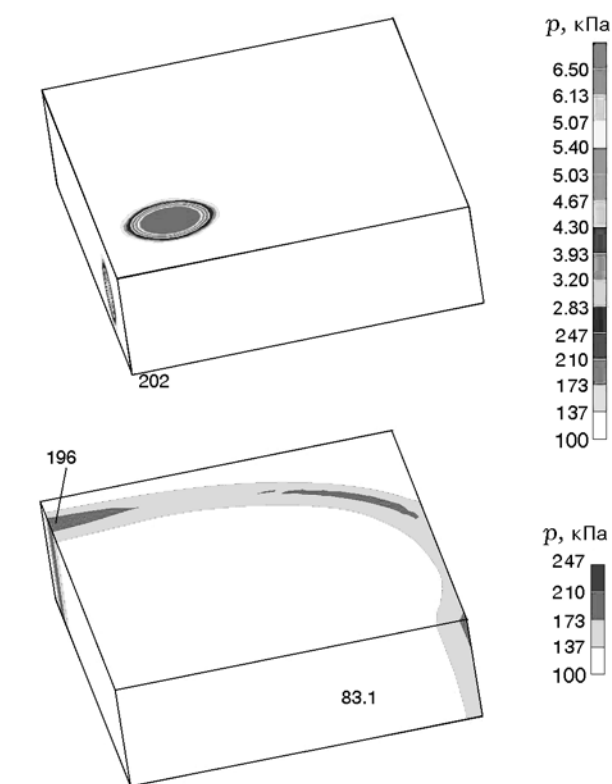


Рис. 3. Картина распространения взрывной волны

Таблица 2
Сравнение аналитических и численных результатов
расчетов максимальных давлений

d , м	Z , м/кг ^{1/3}	p^0 , кПа	p^0/p_a	p^0 , кПа	p^0/p_a
		формула (1)		численный расчет	
3.78	1.50	405	4.0	1036	9.2
4.23	1.68	312	3.1	508	4.0
5.05	2.01	206	2.0	350	2.5
5.88	2.34	145	1.4	264	1.6
8.11	3.22	70	0.7	200	1

внутренняя энергия пузыря $e_b = 7$ МДж/кг, масса ВВ 16 кг (поэтому плотность горячего газа 2.87 кг/м³). Длительность взрывной волны была оценена аналитически: $t_f = 0.02$ с. На рис. 3 показана картина распространения взрывной волны. Максимальные значения давлений в пяти узлах сетки Эйлера представлены в табл. 2. Сравнение расчетных и аналитических результатов приведено на рис. 4, а. Видно, что только в первой точке (узле, наи-

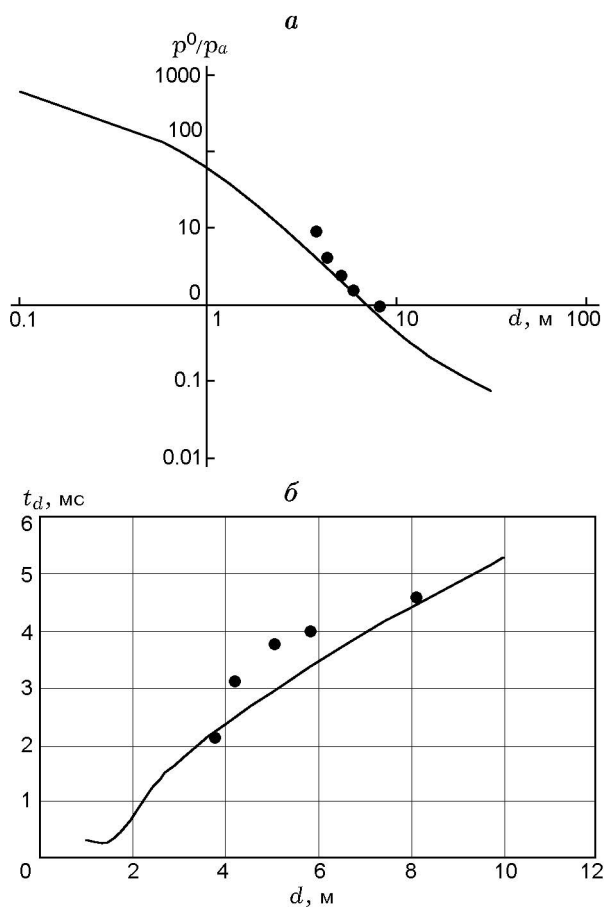


Рис. 4. Сравнение аналитических (точки) и численных (линии) значений максимального давления (а) и длительности взрывной волны (б)

более близком к точке взрыва) различие существенно, что обусловлено размером газового шара, который больше, чем в реальном случае. Для остальных точек результаты вполне удовлетворительно совпадают с аналитической зависимостью.

Расчеты температуры воздуха выполнялись аналогично. Показано, что, хотя области с высоким давлением газа движутся быстрее областей с низким давлением, перенос тепла несуществен ввиду низкой теплопроводности воздуха.

Длительность процесса — важный параметр для оценки эффекта разрушения, обусловленного действием взрывной волны. Этот параметр зависит от нормированного расстояния (см. уравнение (2)). На рис. 4, б приведено сравнение аналитических и численных значений t_d , откуда следует их неплохое соответствие.

3.2. Действие взрыва на простые конструкции

В этом параграфе анализируется действие взрыва на простую панель и крыло. Сначала рассмотрим действие взрыва на панель жесткости. В расчетную область для воздуха с сеткой Эйлера была помещена панель размером $2 \times 2 \times 0.003$ м, расстояние от ее произвольного элемента до ближайшей границы не менее 0.25 м. Размеры «ящика Эйлера», моделирующего воздух, $4 \times 2.5 \times 2.5$ м. Панель моделировалась при помощи элементов оболочки Лагранжа типа SHELL, включающих и модель пластичности, и модель разрушения. В рассмотрение включено 16 ребер жесткости, выполненных в виде изогнутых стержней специальной формы (omega bars). Материал панели и стержней — алюминиевый сплав 7075-T6 (обычно используемый в авиационных структурах). Элементы оболочки типа SHELL были использованы для панели, а ребра жесткости введены как элементы балки. Кроме того, введены фиктивные элементы на концах пластины, чтобы моделировать замкнутый объем. Заряд ВВ массой 16 кг в тротиловом эквиваленте размещался на расстоянии 2.7 м от панели. Длительность взрывной волны принята равной 0.01 с.

Результаты расчетов показали наличие повреждений панели при этом взрыве. Панель разрушалась не полностью, но была серьезно пластически деформирована. Сначала пластина прогибалась вперед под действием набегающего давления воздуха, затем, после прохождения взрывной волны, волна разрежения действовала на алюминиевый лист в обратном направлении. Однако панель уже достигла состояния пластической деформации, так как была необратимо деформирована (табл. 3). На рис. 5 показана зависимость пластической деформации от времени в трех различных узлах. Кривая 1 представляет эту зависимость для центрального узла. Деформация началась после того, как взрывная волна достигла пластины ($t \approx 1.5$ мс). Сначала наблюдалась только упругая деформация. Затем был достигнут предел текучести для пластической деформации (0.48 ГПа). Поведение свойств разрушающегося материала к этому моменту принимается билинейным. Согласно этой модели пластическое напряжение развивается в соответствии с соотношением

$$\sigma_p = \sigma_0 + \frac{E E_h}{E - E_h} \varepsilon_p. \quad (5)$$

Таблица 3
Поведение жесткой пластины
под воздействием взрывной волны

ТНТ, кг	Δl_{\max} , м	t_{\max} , мс	σ_{\max} , МПа	ε , %	η , %
10	0.188	4.76	499	1.54	0
16	0.218	4.52	511	3.14	0
20	0.238	4.26	519	4.25	0
25	0.258	4.26	524	5.75	1.17
30	0.279	4.26	532	7.3	4.68
60	Разрушение	Разрушение	574	8*	91.4

Примечания. Δl_{\max} — максимальное смещение, t_{\max} — время, когда достигается максимальное смещение, σ_{\max} — максимальное напряжение, ε — деформация, η — степень разрушения. Значение, отмеченное звездочкой, относится к варианту, в котором наблюдается разрушение.

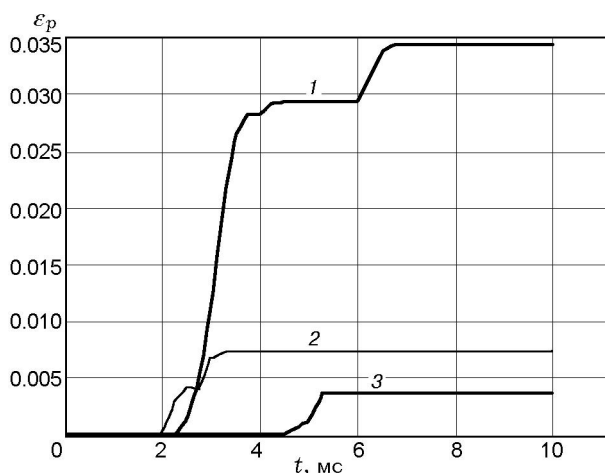


Рис. 5. Зависимость пластической деформации от времени в трех различных узлах:

1 — центральный узел, 2 — зажатая кромка, 3 — свободная кромка

Здесь E — модуль Юнга, E_h — тангенс угла наклона прямой, аппроксимирующей участок пластической деформации, σ_0 — предел текучести, σ_p — пластическое напряжение, ε_p — пластическая деформация. Тогда

$$E_h = \frac{E \left(\frac{\sigma_p - \sigma_0}{\varepsilon_p} \right)}{E + \left(\frac{\sigma_p - \sigma_0}{\varepsilon_p} \right)}, \quad (6)$$

где σ_p и ε_p — напряжение и деформация в точке разрушения.

Дальнейшие расчеты были сделаны для пластины без ребер жесткости. В этом случае пластина быстро и значительно деформировалась динамическим давлением взрывной волны и происходило разрушение (рис. 6). Жесткая пластина была протестирована с семью различными количествами ВВ. Найдено, что при массе ВВ в тротиловом эквиваленте $10 \div 60$ кг перемещение центрального узла X_c изменяется по линейному закону:

$$X_c = 0.0045W + 0.1446. \quad (7)$$

Наиболее деформируемые области — углы пластины. Степень разрушения была введена для последних узлов. Этот параметр представлял собой отношение числа разрушенных элементов сетки к полному числу элементов для всей пластины.

3.3. Отсек крыла

Геометрические данные для крыла из системы Catia были импортированы в MSC.Dytran, в котором было сделано окружение из сеток конечных элементов. Верхняя обшивка крыла изготовлена из алюминиевого сплава 7075-T6, нижние панели — из алюминиевого сплава 2024-T3. Толщины всех слоев панели приняты равными 5 мм. Одиннадцать нервю и два лонжерона использовались как

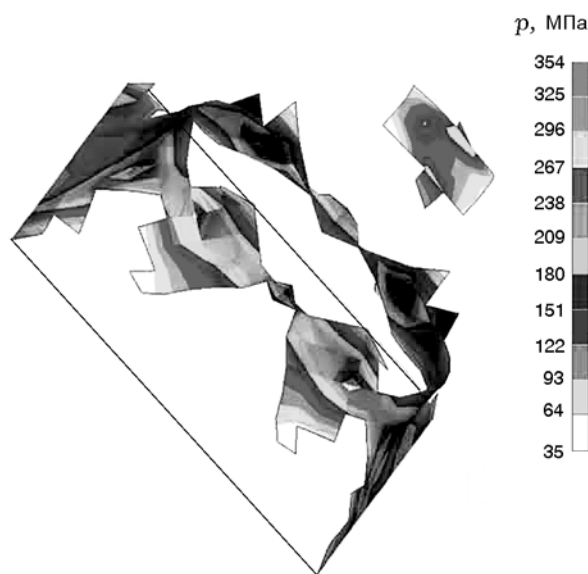


Рис. 6. Влияние взрыва ВВ массой 16 кг в тротиловом эквиваленте на пластину



Рис. 7. Влияние взрыва ВВ массой 16 кг в тротиловом эквиваленте на структуру крыла

ребра жесткости внутри крыла. Моделирование взрыва выполнено для высоты 7500 м над уровнем моря. Рассмотрены варианты при различных точках расположения заряда ВВ и различной его массе в тротиловом эквиваленте. В первом варианте заряд ВВ массой 16 кг детонировал в воздухе на высоте 1 м выше крыла и на расстоянии 3 м от ведущей кромки. Спустя 2.8 мс взрывная волна достигает структуры крыла. Под действием взрыва верхняя и нижняя оболочки крыла вдавливаются внутрь с последующим сжатием ребер жесткости, что вызывает большое сдвиговое напряжение во внешней оболочке и потерю устойчивости нервюры. Однако разрушений крыла в этом случае не было. Пластичность реализуется только в малых областях. Распределение эффективных напряжений показано на рис. 7. Точку расположения взрыва меняли четыре раза, но существенного различия результатов при этом не наблюдалось. Был сделан вывод, что взрыв ВВ массой 16 кг в тротиловом эквиваленте не может реально привести к разрушению отсека крыла.

Другие выводы получены при взрыве заряда массой 40 кг, расположенного ближе к крылу, на расстоянии 1.7 м от ведущей кромки. В этом случае действие взрывной волны приводит к быстрой пластической деформации элементов крыла и разрушения начинаются на наружной оболочке. Очевидно, что характер разрушения зависит от расположения точки взрыва. Например, при установке ВВ на расстоянии 3 м от передней кромки крыла очевидных разрушений нет, но вдоль всех элементов крыла наблюдаются пластические деформации

и кончики некоторых ребер жесткости разрушены.

Из результатов анализа следует, что типичная авиационная алюминиевая панель может быть разрушена при воздействии взрывной волны. Конечно, введение ребер жесткости улучшает ситуацию, однако взрыв заряда массой 40 кг может привести к разрушению исследуемой панели.

4. МОДЕЛИРОВАНИЕ САМОЛЕТА В ЦЕЛОМ

Контрольные задачи, рассмотренные выше, показали возможности пакета MSC.Dytran для моделирования взрывных явлений. Полученные результаты стимулировали развитие модели для анализа воздействия взрыва на летящий самолет. Сценарий этого явления чрезвычайно сложный, множество сопутствующих эффектов могут повлиять на результаты [11]. Два важных обстоятельства должны обязательно рассматриваться в сценарии взрыва:

- оценка нагрузок на самолет, а также их влияние на структуры самолета с учетом гибкости последних,
- учет повреждений (пластичность, трещины и прочее) структурных элементов самолета.

Обе проблемы играют решающую роль при анализе уязвимости конструкции в целом. Однако, ввиду ограничений на доступные вычислительные ресурсы, наше внимание было сосредоточено на первой проблеме. Поэтому рассматривалась упругая механическая модель самолета. Сначала рассчитывалась карта распределения «давление — силовая нагрузка», которая в дальнейшем использовалась в полном анализе. Основные трудности при анализе связаны с существованием двух разных масштабов времени, характеризующих явление: взрывная волна, распространяющаяся с высокой скоростью, и относительно медленный упругий отклик конструкции самолета в целом, что обусловлено его большой инерцией.

4.1. Описание конечно-элементной модели самолета

Внешний контур анализируемого самолета близок к самолету типа Макдоннел — Дуглас ДС9-30. Ниже приведено краткое описание упрощенной структуры самолета. Исходные данные: вместимость — 90 пассажиров,

максимальная скорость — 917 км/ч. Силовая установка состояла из двух двигателей типа JT8D-5 (Пратт&Уитни). Площадь дельтовидных крыльев 90 м². Их изгибная жесткость обеспечена наличием двух Т-образных лонжеронов, 36 ребер жесткости и 18 стрингеров. Типичное поперечное сечение фюзеляжа может быть описано двумя дугами. Пассажирская палуба в середине разделяет поперечное сечение на две секции: верхнюю для пассажиров и нижнюю для груза. Типичный материал оболочки фюзеляжа — плакированный алюминий 2024-T3. Внешняя оболочка упрочнена стрингерами, расположенными вдоль осевого направления, и периферическими рамками. Типичные стрингеры и окружные рамки (*omega sections*) изготавливаются из алюминия 7075-T6.

Численные расчеты выполнены в предположении, что заряд ВВ размещен вблизи крыла самолета. Модель MSC.Dytran использовалась для исследования реакции структур на взрыв. В области пространства размером 37 × 27 × 11 м вокруг самолета была генерирована сетка Эйлера. Эта область моделировала воздух на высоте 7500 м. Точка взрыва находилась на расстоянии 5 м до фюзеляжа и 3 м до передней кромки. Для моделирования структуры самолета использовалась конечно-элементная модель, в которой применялись два типа элементов, допустимых в MSC.Dytran, — стержневые и пластинчатые. Элементы типа стержень (BAR) использовали для моделирования элементов жесткости крыла, большинство других структур самолета моделировали с помощью оболочечных элементов типа квадрат (QUAD4) и треугольник (TRIA3). Твердые элементы типа шестиугольник (HEXA) использовали для областей с сеткой Эйлера. Модель конечных элементов для самолета состояла примерно из 100 тысяч элементов: 76 032 элемента типа HEXA, 20 624 типа QUAD4, 1 282 типа TRIA3 и 472 типа BAR. Эта модель была использована для анализа интегральных эффектов воздействия взрывной волны на самолет, таких как распределение предельных напряжений и деформаций и картины деформирования.

Модель MSC.Dytran была создана для изучения взаимодействий типа «жидкость — пространственная структура», например для воздействия внешнего взрыва на самолет. Для того чтобы определить распределение давле-

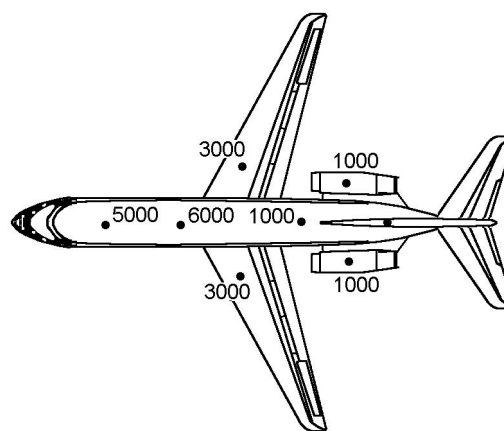


Рис. 8. Распределение концентрированных масс на модели самолета (цифры — эквивалентная масса, кг)

ния по внешней поверхности аэроплана, особое внимание следует обратить на описание внешней геометрии самолета. Модель позволяет очень хорошо воспроизводить внешнюю геометрию самолета, но чрезвычайно консервативна по отношению к его механической жесткости. Кроме того, для оболочки была введена фиктивная плотность, так чтобы масса модели равнялась массе пустого самолета. Дополнительно на модели было размещено семь сконцентрированных масс, чтобы получить правильное перераспределение массы конструкции (см. рис. 8). Тепловые эффекты взрыва не учитывались ввиду низкой теплопроводности воздуха.

4.2. Анализ и результаты

В этом параграфе представлена лишь часть полученных результатов. Рассмотрим, во-первых, нагрузки, вызванные взрывом. Радиус газового пузыря примем равным 1.4 м, его плотность 0.93 кг/м³ для сохранения массы, эквивалентной 16 кг ВВ. Результаты расчетов согласуются с аналитической теорией. Последовательность изображений на рис. 9 показывает распространение взрывной волны вдоль внешней поверхности самолета. Первоначально взрывной пузырь приходит в соприкосновение с правым крылом модели, коллапсирует на нем и вызывает боковой удар. На рис. 9 приведены значения максимального давления на передних кромках крыла — приблизительно 0.43 МПа. Расчеты для панелей показа-

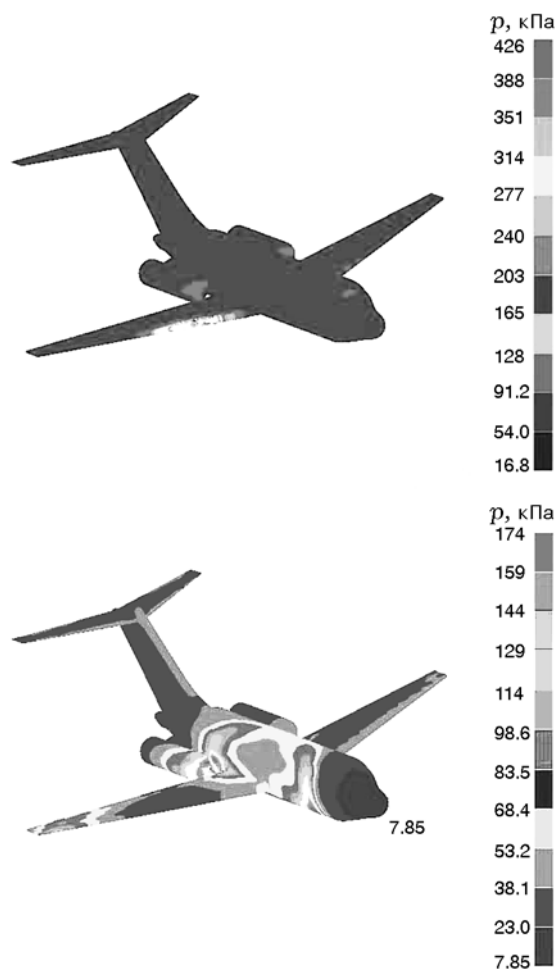


Рис. 9. Распространение взрывной волны по внешней поверхности самолета

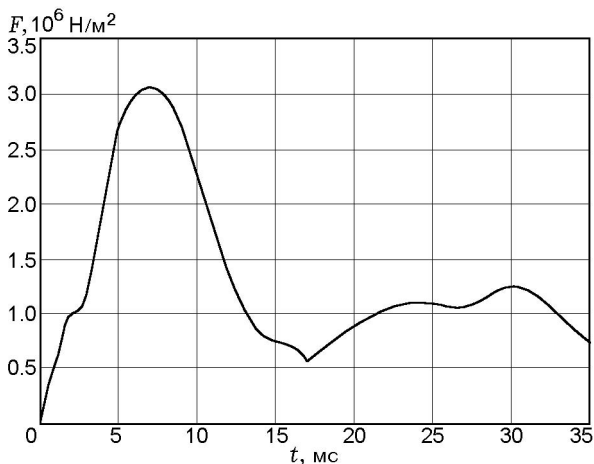


Рис. 10. Результирующий внешний напор

ли, что такого давления достаточно для их разрушения. Когда взрывная волна достигает фюзеляжа, давление ниже, чем на передней кромке крыла, но поверхность воздействия гораздо больше. Анализ результатов расчетов для панелей свидетельствует об отсутствии разрушений на структуре. Единственный эффект — боковая нагрузка на фюзеляж, которую можно определить интегрированием значений давления по поверхности фюзеляжа. Это значение легко найти при использовании пакета MSC.Dytran. Получающийся в результате профиль динамического напора изображен на рис. 10. Следовательно, могут быть рассчитаны значения ускорений по трем осям. Ввиду большой инерции самолета в пределах времени, характерного для взрыва, упругую деформацию всего самолета увидеть невозможно.

Большое внимание было уделено анализу запаса прочности n , который является важным параметром при исследовании уязвимости коммерческих самолетов. В соответствии с JAR 25 (Совместная авиационная регламентация) для рассматриваемого самолета предельное значение расчетной нагрузки $n_{max} = 3.75$. Анализ зависимостей, аналогичных приведенной на рис. 10, дает значения n по трем осям для ряда значений сил F_{x-z} и ускорений a_{x-z} :

$$F_x = 980 \text{ кН}, \quad a_x = 21.77 \text{ м/с}^2, \quad n_x = 2.21,$$

$$F_y = -3\,000 \text{ кН}, \quad a_y = 66.66 \text{ м/с}^2, \quad n_y = -6.79,$$

$$F_z = 1\,500 \text{ кН}, \quad a_z = 33.33 \text{ м/с}^2, \quad n_z = 3.40.$$

Очевидно, что рассматриваемый взрыв может вызвать нагрузки, которые недопустимы для исследуемой структуры. Однако и небольшие изменения в расположении заряда могут привести к недопустимым значениям n_z .

Перемещения, возникающие при взрыве в течение первых нескольких сотых долей секунды, слишком малы для оценки, что обусловлено высокой инерцией самолета. Необходимо выполнить анализ по меньшей мере для 1 с, чтобы получить заметные перемещения. Поэтому во втором варианте расчета длительность моделирования была увеличена до 1 с. Ввиду малого шага интегрирования по времени, что необходимо для моделирования взрыва, требуемое время центрального процессора составляло примерно 700 ч для рабочей станции UNIX. На рис. 11 показан результат проведенного анализа. Для демонстрации вибраций, обусловленных воздействием взрыва на самолет, требуется большее число «картинок», а еще лучше использовать анимацию. Одна-

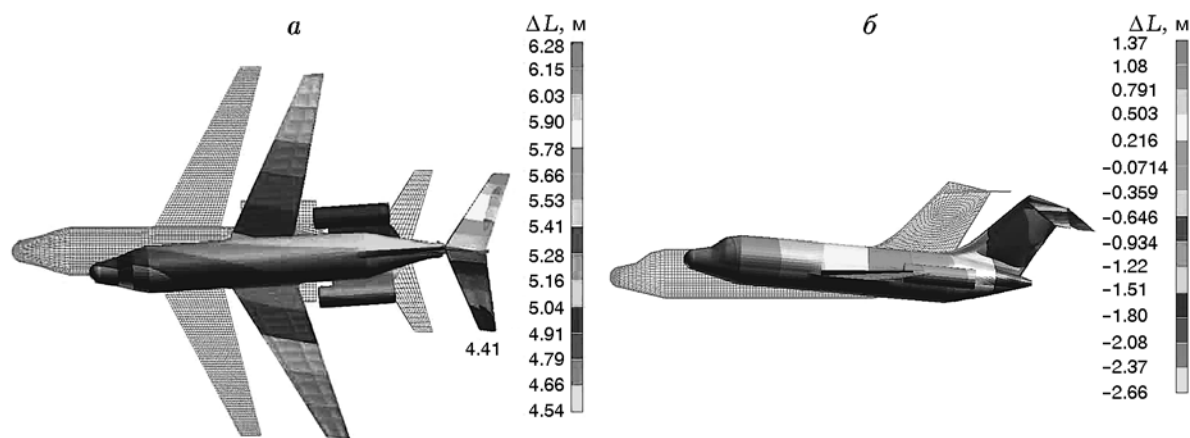


Рис. 11. Поведение самолета после взрыва в плоскостях $x-y$ (слева) и $x-z$ (справа)

ко рис. 11 ясно показывает, что при помощи численного моделирования можно оценить воздействие взрыва на летящий самолет. Самолет начинает вибрировать и двигаться в различных направлениях. При помощи моделирования можно оценить влияние положения точки взрыва, количества ВВ и скорости самолета на динамические нагрузки, действующие на самолет, а также влияние этих параметров на возбуждение соответствующих мод колебаний.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе выполнено численное моделирование воздействия взрыва на авиационные структуры. Рассмотрены жесткие и деформируемые конструкции. Исследована вибрация гибкого самолета в целом. Проведенные исследования показали возможность оценки нагрузок на самолет при различных начальных положениях точки взрыва, а также при различном количестве взрывчатого вещества. Результаты моделирования полезны для улучшения конструкции в плане устойчивости самолета по отношению к воздействию взрывных явлений, а также позволяют моделировать катастрофы самолетов, для того чтобы понять их причины.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Dynamic Aspects of Detonations** / A. L. Kuhl, J. C. Leyer, A. A. Borisov, W. A. Sirignano (Eds). Progress in Aeronautics and Astronautics; V. 153. 1993.
2. **Dynamic Aspects of Explosion Phenomena** / A. L. Kuhl, J. C. Leyer, A. A. Borisov, W. A. Sirignano (Eds). Progress in Aeronautics and Astronautics; V. 154. 1993.
3. **Abolhassan Astaneh-Asl, Casey Heydari, Qiuhong Zhao**. Analysis of car-bomb effects on buildings using MSC-dytran software and protective measures // Proc. of the MSC Software Virtual Product Development Conf., Dearborn, Michigan, October 13–15, 2003.
4. **Jin Son, Abolhassan Astaneh-Asl, Marcus Rutner**. Performance of bridge decks subjected to blast load // 6th Japanese-German Bridge-Symp., Munich, Germany, 2005.
5. **Morka A., Kwasniewski L., Wekezer J. W.** Assessment of passenger security in para-transit buses // J. Public Transportation. 2005. V. 8, N 4.
6. **Coppe D.** Manuale Pratico di Esplosivistica Civile. PEI Editore, 1999.
7. **MSC Software** MSC.Dytran User's Guide, MSC Software. 2004.
8. **Kinney G. F., Graham K. J.** Explosive Shocks in Air, Springer-Verlag, 1985.
9. **Eymard R., Gallouet Th., Herbin R.** Finite volume method // Handbook of Numerical Analysis / P. G. Ciarlet, J. L. Lions (Eds). V. 7. January 2003.
10. **Cirak F., Radovitzky R.** A Lagrangian — Eulerian shell-fluid coupling algorithm based on level sets. Elsevier, 2004.
11. **Moon Y. I., Bharatram G., Schimmels C. S. A., Venkayya D. V. B.** A vulnerability map of a commercial aircraft // Report. Structures Division, WL/FIBAD.

Поступила в редакцию 27/VI 2006 г.,
в окончательном варианте — 24/IV 2007 г.