

Расчеты показывают, что с ростом числа M при $\alpha = \text{const}$ изменение формы оболочки усиливается в зоне экватора и в зоне, примыкающей к опорному диску. Форма же части оболочки, обращенной к потоку, меняется незначительно. Одноосная зона возникает у опорного диска при $M > 1.0$ и $\alpha < 1.5$.

Формоизменение оболочки в начальный период одноосности, по-видимому, не представляет опасности, хотя и сопровождается значительным ростом смещений. Дальнейшее снижение давления в оболочке приводит к заметному росту одноосной зоны и явлениям, опасным для прочности материала оболочки, — полосканию и хлопкам. В проведенных экспериментах именно в зоне опорного диска наблюдались разрушения оболочек.

Авторы благодарят С. А. Алексеева за обсуждение работы.

Поступила 11 V 1975

ЛИТЕРАТУРА

1. Алексеев С. А. Задачи статики и динамики мягких оболочек. Тр. VI Всес. конференции по теории оболочек и пластинок. М., «Наука», 1966.
2. Алексеев С. А. К расчету мягкой сферической оболочки в потоке жидкости. Инж. ж. МГТ, 1967, № 3.
3. Стрекозов Н. П., Харченко В. И. Равновесие мягкой сферической оболочки при воздействии воздушного потока. Тр. VII Всес. конференции по теории оболочек и пластинок. М., «Наука», 1970.
4. Стрекозов Н. П. Некоторые вопросы прочности конических и цилиндрических оболочек из мягких материалов. Тр. VI Всес. конференции по теории оболочек и пластинок. М., «Наука», 1966.
5. Алексеев С. А. Основы теории мягких осесимметричных оболочек. В сб.: Расчет пространственных конструкций, вып. 10. М., Стройиздат, 1965.
6. Григорьев А. С. Равновесие безмоментной оболочки вращения при больших деформациях. ПММ, 1961, т. 25, вып. 6.

УДК 533.6.013.42

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ УСТОЙЧИВОСТИ И КОЛЕБАНИЙ КОНИЧЕСКИХ ПАНЕЛЕЙ ПРИ ДЕЙСТВИИ ВОЛНЫ ДАВЛЕНИЯ

В. Ф. МАКИЕНКО, Э. Д. СКУРЛАТОВ, В. Г. СТАРЦЕВ,
В. А. ФЕЛЬДШТЕЙН

(Москва)

Современный уровень исследований по дифракции акустических волн на упругих оболочках отражают монографии [1-3]. Следующим этапом в развитии этого раздела аэроупругости является изучение воздействия на оболочки сильных ударных волн, распространяющихся со сверхзвуковыми скоростями.

Известно [4], что перепад давления и плотности газа на фронте волны сильного разрыва может значительно превосходить значения соответствующих параметров в невозмущенной среде. Кроме того, давление на поверхности неподвижной преграды, взаимодействующей с ударной волной, сильно увеличивается по сравнению с давлением во фронте. Отсюда следует, что эффект воздействия ударной волны на оболочки должен быть значительно более сильным по сравнению с тем случаем, когда волна является акустической. На это указывают, в частности, теоретические и многочисленные экспериментальные результаты [5-7]. Теоретическое исследование взаимодействия оболочек с ударными волнами, распространение которых описывается нелинейными уравнениями газовой динамики, сопряжено с большими трудностями. Интегрирование совместной системы уравнений аэроупругости может быть выполнено лишь в сравнительно простых случаях [8]. Результаты этой работы указывают на то, что при прогибах оболочки, имеющих величину порядка ее толщины, возмущениями параметров течения, вызванными изменением формы обте-

каемой поверхности при деформации, можно пренебречь. Это позволяет провести решение в два этапа: первый заключается в определении аэродинамического давления на поверхности «отвердевшей» оболочки; второй этап состоит в интегрировании уравнений движения оболочки при заданных внешних нагрузках. Указанный подход использован в [9, 11] при исследовании поведения цилиндрических оболочек и панелей, взаимодействующих с плоским скачком уплотнения.

Рассматривается переходной процесс деформации пологой конической панели, вызванный воздействием плоской волны сильного разрыва, распространяющейся вдоль оси вращения конуса. Срединная поверхность S панели ограничена контуром, образованным отрезками линий главных кривизн. Геометрия оболочки характеризуется следующими параметрами: L — длина образующей, r — расстояние точки на S от оси вращения, ψ — угол полураствора конуса, θ — угловой размер панели в окружающем направлении, h — толщина оболочки, $r_1 = r_{\min}$.

В качестве координат точки на S принимаются расстояние s от криволинейной кромки, отсчитанное в направлении увеличения r , и угловая координата φ . Нелинейные уравнения движения имеют вид [4]:

$$\begin{aligned} u_{ss} + \gamma u_s - \gamma^2 u + \frac{1-\nu}{2r^2} u_{\varphi\varphi} + \frac{1+\nu}{2r} v_{s\varphi} + \gamma \frac{\nu-3}{2r} v_{\varphi} + \gamma k w - \nu k w_s + w_s w_{ss} - \\ - \gamma \frac{1+\nu}{2r^2} w_{\varphi}^2 + \frac{1+\nu}{2r^2} w_{s\varphi} w_{\varphi} + \frac{1-\nu}{2r^2} w_s w_{\varphi\varphi} + \gamma \frac{1-\nu}{2} w_s^2 = u_{tt} \\ \frac{1+\nu}{2r} u_{s\varphi} + \gamma \frac{3-\nu}{2r} u_{\varphi} + \frac{1-\nu}{2} v_{ss} + \gamma \frac{1-\nu}{2} v_s - \gamma^2 \frac{1-\nu}{2} v + \frac{1}{r^2} v_{\varphi\varphi} - \frac{k}{r} w_{\varphi} + \\ + \frac{1}{r^3} w_{\varphi} w_{\varphi\varphi} + \frac{1+\nu}{2r} w_s w_{s\varphi} + \frac{1-\nu}{2r} w_{ss} w_{\varphi} + \gamma \frac{1-\nu}{2r} w_s w_{\varphi} = v_{tt} \\ -\varepsilon \nabla^4 w - \kappa_1 T_1 - 2\kappa_{12} T_{12} + (k - \kappa_2) T_2 + w_s u_{tt} + \frac{1}{r} w_{\varphi} v_{tt} + Q = w_{tt} \end{aligned} \quad (1)$$

$$\varepsilon = h^2/12L^2, \quad \gamma = \sin \psi / r, \quad k = \cos \psi / r$$

Система (1) приведена к безразмерному виду введением следующих масштабных величин: для параметров с размерностью длины — протяженность образующей L ; для времени — L/c , где c — скорость звука в оболочке; для усилий в срединной поверхности и внешнего давления — $Eh/(1-\nu^2)$ и $Eh/L(1-\nu^2)$. Нижние индексы s , φ и t обозначают дифференцирование по соответствующей переменной.

Из соображений симметрии рассматривается одна половина панели в пределах $0 \leq \varphi \leq \theta/2$. Граничные условия и соотношения симметрии имеют вид:

$$u = v = w = w_s = 0 \quad \text{при} \quad s = 0, 1$$

$$u = v = w = w_{\varphi} = 0 \quad \text{при} \quad \varphi = 0$$

$$u_{\varphi} = v = w_{\varphi} = w_{\varphi\varphi} = 0 \quad \text{при} \quad \varphi = \theta/2$$

Начальные условия соответствуют неподвижной и недеформированной панели. Давление на панель складывается из давлений на фронте p_f и давления в потоке p_1 :

$$p_1 = [10^{-3} \psi^{1.7} (1.6 + 2M^{-2}) p_f^2] / [p_f (\gamma_0 - 1) + 2p_0 \gamma_0]$$

где p_0 — давление невозмущенного газа, γ_0 — показатель адиабаты, M — число Маха в потоке.

Теоретические и экспериментальные данные свидетельствуют о том, что закон спада давления на поверхности по мере прохождения фронта волны близок к экспоненциальному, что позволяет принять выражение для внешней нагрузки $Q(s, t)$ в виде:

$$Q(s, t) = (p_f + p_1) \exp[-\eta(Vt - s)] H(Vt - s)$$

Здесь H — функция Хевисайда, V — скорость движения фронта вдоль образующей; пренебрегая незначительным искажением плоскости фронта вблизи конуса, примем $V = V_f / \cos \psi$. Коэффициент $\eta = P/VI$, находится по величине импульса давле-

ния *I*. Интегрирование уравнений осуществляется численно, как в [9, 11]. Схема основана не на неявной разностной аппроксимации уравнений движения в сочетании с методом приближенной факторизации разностного оператора (метод дробных шагов).

Для экспериментального исследования поведения панелей были спроектированы установки в виде стальных конических шаблонов с различными углами конусности. На поверхности шаблона имелось по три гнезда для размещения над ними панелей с угловыми размерами $\theta = 60^\circ, 75^\circ$ и 90° . Для того чтобы кромки панели не вносили возмущений в поток, панель устанавливалась таким образом, чтобы ее наружная поверхность совпадала с поверхностью конического шаблона. Между гнездами располагались пьезоэлектрические датчики давления; поверхность чувствительных элементов датчиков также совпадает с конической поверхностью устройства. При помощи этих датчиков фиксировался закон изменения давления во времени, позволяющий определить величину максимального давления и импульс, используемые при вычислениях.

Панели изготавливались из листового алюминиевого сплава путем прокатки на валках. Для того чтобы закрепление моделей отвечало жесткому неподвижному заземлению, кромки прижимались к шаблону двумя рядами винтов, расположенных в шахматном порядке. Все панели имели следующие размеры: $h = 1$ мм, $L = 200$ мм, $r_{\min} = 80$ мм.

Для измерения деформаций в различных сечениях на внутреннюю поверхность панелей наклеивались омические датчики, сигналы которых регистрировались измерительной системой, состоящей из тензометрических приставок и двухлучевых электронных осциллографов типа С1-17.

Часть панелей испытывалась на воздействие равномерного статического давления. Для этого над панелью, укрепленной на коническом шаблоне, устанавливалась камера, в полости которой масляным плунжерным насосом создавалось давление. Величина критической нагрузки фиксировалась по показаниям образцового манометра.

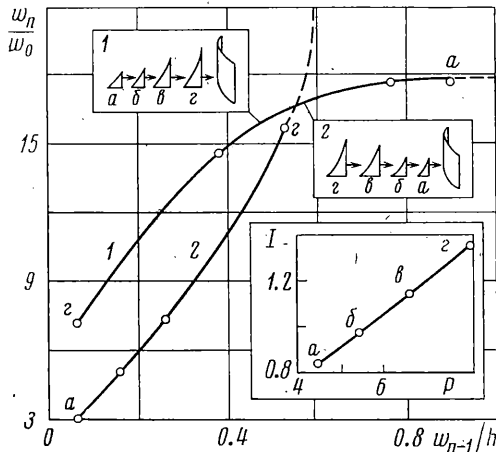
При динамических испытаниях установка с укрепленными на ней панелями устанавливалась так, чтобы фронт волны давления, возникающей при подрыве заряда взрывчатого вещества, перемещался в направлении оси вращения конического шаблона. В опытах давление на поверхности панелей изменялось от 1 до 20 ат, а импульс — от 0.1 до 4 ат·мсек; скорость движения фронта изменялась в пределах 500–1300 м/сек.

Эксперименты начинались с заведомо безопасных нагрузок. Далее, в каждом последующем опыте, одновременно увеличивались давление в волне и импульс. В результате определялись такие их комбинации, при которых впервые происходило выпучивание стенок панелей, регистрируемое на осциллограммах динамических деформаций.

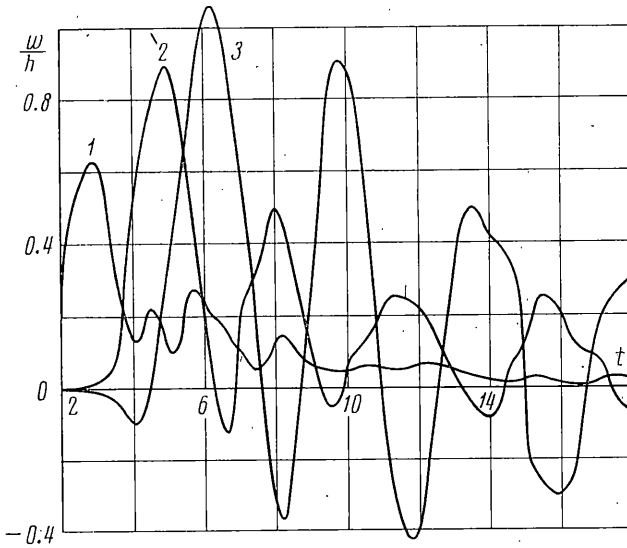
При многократном воздействии динамической нагрузки происходит накопление повреждений, в частности — остаточных прогибов, снижающих несущую способность оболочки. Характер накопления прогибов существенно зависит от порядка чередования нагрузок различной интенсивности.

Графики, приведенные на фиг. 1, относятся к цилиндрическим панелям и показывают влияние амплитуды остаточного прогиба w_{n-1} , полученного панелью в предыдущем опыте, на величину амплитуды остаточной погиби w_n , получаемой в текущем n -м опыте. Кривая 1 отвечает последовательности нагрузок убывающей, а кривая 2 — возрастающей интенсивности. Величины давлений (ат) и импульсов (ат·мсек) изменялись при этом по линейному закону (фиг. 1) и выбирались такими, чтобы при первом нагружении величина остаточной погиби w_1 была одного порядка с амплитудой начальной несправильности w_0 .

При последовательном воздействии нагрузок убывающей интенсивности приращение остаточного прогиба $\Delta w_n = w_n - w_{n-1}$ от опыта к опыту уменьшается, и его величина стабилизируется на некотором уровне. Если же интенсивность нагрузок

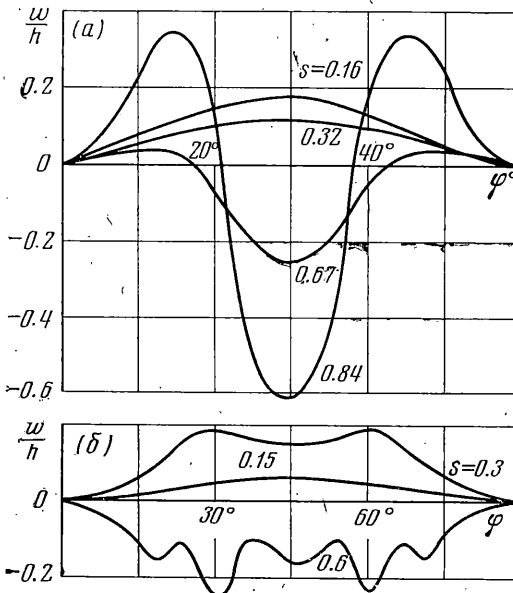


Фиг. 1



Фиг. 2

увеличивается, то обнаруживается тенденция к нарастанию темпа накопления повреждений, вплоть до образования вмятин, глубина которых соизмерима с радиусом кривизны оболочки. Поэтому критические параметры волны, найденные в опытах с панелью, нагружаемой последовательно, принимались в качестве начального приближения, которое затем уточнялось путем испытаний пяти панелей того же типа, нагружаемых однократно.

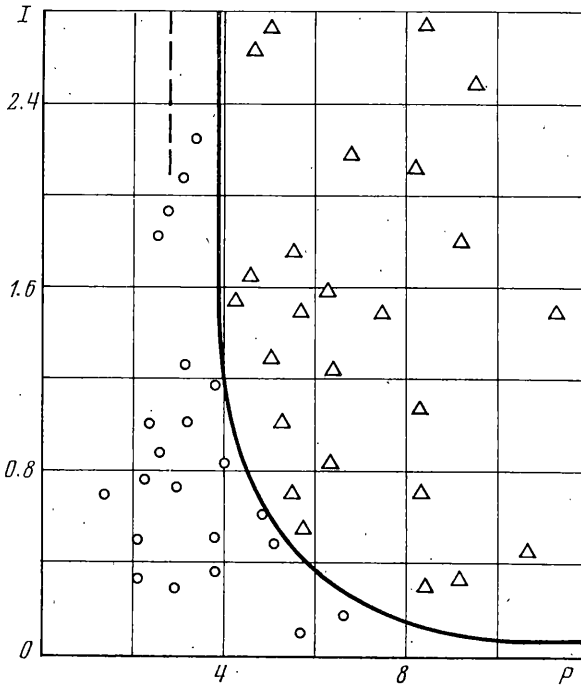


Фиг. 3

Приведем некоторые результаты теоретического анализа и экспериментов. Вычисления проводились для различных сочетаний давления P и импульса I , величины которых в принятой постановке однозначно определяют нагружение оболочки. Для иллюстраций характера переходного процесса и возникающих колебаний на фиг. 2 показано изменение прогиба во времени для трех поперечных сечений панели ($\theta=90^\circ$, $\psi=15^\circ$) с координатами $s=0.26$, 0.58 и 0.8 (кривые 1, 2, 3), при $P=21 \text{ ат}$ и $I=4 \text{ ат}\cdot\text{мсек}$.

На стадии переходного процесса происходит образование относительно стабильной формы выпучивания. Характерно, что число полуволн в окружном направлении является переменным по длине панели и увеличивается при удалении от меньшей дуговой кромки. Типичные формы волнообразования, полученные для панелей с углом $\theta=60^\circ$ и 90° , показаны на фиг. 3, а, б. Данные опытов тоже свидетельствуют об изменении числа окружных полуволн в различных сечениях.

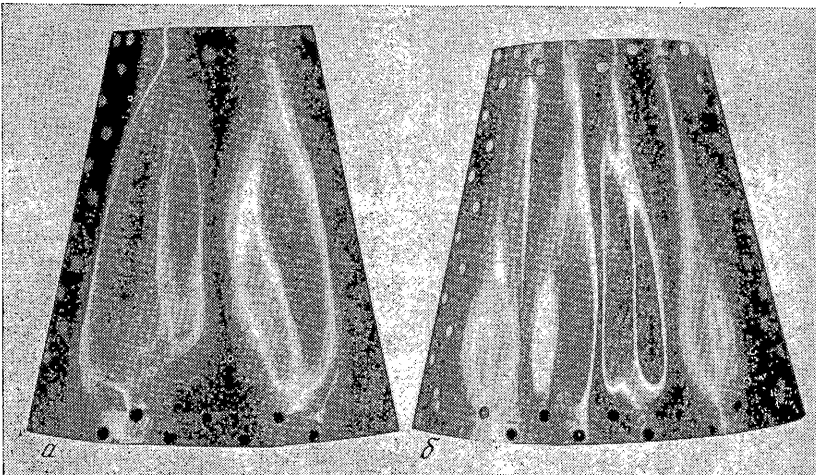
Отметим эффект смещения области наибольших прогибов в направлении движения фронта подвижной нагрузки. Например, при движении фронта волны по поверхности конической панели в направлении от большего основания к меньшему максимальные динамические и остаточные прогибы возникают вблизи



Фиг. 4

кромки, примыкающей к меньшему основанию, несмотря на то, что эта область панели является более жесткой.

Наибольший интерес представляет определение области изменения давления P и импульса I , при которых происходит выпучивание панели. Ввиду известной неопределенности критериев устойчивости при динамическом аperiodическом нагружении целесообразно на практике исходить из некоторого условного критерия.



Фиг. 5

Под условным критерием можно понимать, например, достижение параметрами напряженно-деформированного состояния наперед заданного предела. Выбор этих параметров и их предельная величина должны, по-видимому, назначаться индивидуально

исходя из характера работы конструкции. Насколько удачным является тот или иной выбор, может показать эксперимент.

В данном случае было принято, что критическим является возникновение упруго-пластических деформаций. Путем систематических вычислений, в процессе которых варьировались значения P и I , определялись такие их сочетания, при которых максимальное значение интенсивности деформаций e_i панели соответствовало условному пределу текучести материала $e_s = 2 \cdot 10^{-3}$. Пары значений P и I , при которых шаг $e_i = e_s$, определяют в плоскости «давление — импульс» совокупность точек. Геометрическое место их может быть условно истолковано как граница, разделяющая плоскость параметров волны на области устойчивости и неустойчивости оболочки. Такая граница, полученная в результате вычислений, приведена на фиг. 4. Здесь же пунктирной линией показана критическая величина статического давления, найденная экспериментально.

На целесообразность принятого условного критерия динамической устойчивости указывают данные опытов. На фиг. 4 показаны экспериментальные точки, отвечающие различным сочетаниям P и I . Кружками отмечены параметры волны, воздействие которых не приводит к появлению заметных остаточных прогибов и снижению критического значения статического давления.

Воздействие волн с параметрами, даже незначительно превышающими критические (треугольники на фиг. 4), приводит к появлению остаточных вмятин, глубина которых сравнима с толщиной панели (см. фиг. 5), и резкому уменьшению несущей способности.

Испытания поврежденных панелей на воздействие статического давления свидетельствуют о значительном снижении величины критической нагрузки. Таким образом, кривая на фиг. 4 может быть интерпретирована как граница устойчивости в плоскости параметров, определяющих нагружение панели волной давления.

Поступила 2 VII 1974

ЛИТЕРАТУРА

1. Вольмир А. С. Нелинейная динамика пластинок и оболочек. М. «Наука», 1972.
2. Григолюк Э. И., Горшков А. К. Нестационарная гидроупругость оболочек. Л., «Судостроение», 1974.
3. Мнев Е. Н., Перцев А. К. Гидроупругость оболочек. Л., «Судостроение», 1970.
4. Зельдович Я. Б. Теория ударных волн и введение в газодинамику. М., Изд-во АН СССР, 1946.
5. Скурлатов Э. Д. Об устойчивости оболочек при динамических нагрузках. В сб.: Сопротивление материалов и теория сооружений. Киев, «Будівельник», 1973.
6. Вольмир А. С., Скурлатов Э. Д. Флаттер оболочки в кратковременном потоке газа. Теория пластин и оболочек. М., «Наука», 1974.
7. Скурлатов Э. Д. Экспериментальное исследование устойчивости цилиндрических оболочек при действии подвижных нагрузок. В сб.: Теория пластин и оболочек. М., «Наука», 1973.
8. Липницкий Ю. М., Ляхов В. Н., Фельдштейн В. А. Взаимодействие упругой оболочки с волной сильного разрыва в газе. Теория оболочек и пластин. Л., «Судостроение», 1975.
9. Скурлатов Э. Д., Фельдштейн В. А. Экспериментально-теоретическое исследование поведения цилиндрических оболочек при действии волны давления. Теория оболочек и пластин. Л., «Судостроение», 1975.
10. Краснов Н. Ф. Аэродинамика тел вращения. М., «Машиностроение», 1964.
11. Макиенко В. Ф., Скурлатов Э. Д., Фельдштейн В. А. Экспериментально-теоретическое исследование переходных процессов деформации и устойчивости цилиндрических панелей под действием набегающей волны давления. Проблемы прочности, 1974, № 10.