УДК 539.3 https://doi.org/10.15407/itm2020.02.057

Д. В. БРЕСЛАВСЬКИЙ[1], А. В. СЄНЬКО[1], О. А. ТАТАРІНОВА[1], М. В. ЧЕРНОБРИВКО[2], К. В. АВРАМОВ[1,2]

ЧИСЛОВЕ МОДЕЛЮВАННЯ РОЗДІЛЕННЯ КОНІЧНОЇ ОБОЛОНКИ ПРИ СПРАЦЮВАННІ СТРІЧКОВОГО ЗАРЯДУ

[1] Національний технічний університет «ХПІ» Міністерство освіти і науки України, вул. Кирпичова, 2, 61002, Харків, Україна; e-mail:omsroot@kpi.kharkov.ua

[2] Інститут проблем машинобудування ім. А. М. Підгорного Національної академії наук України, вул. Пожарського, 2/10, 61046, Харків, Україна; e-mail:admi@ipmach.kharkov.ua

Розглядається задача про руйнування тонкої замкнутої усіченої конічної алюмінієвої оболонки, навантаженої вздовж твірної стрічковим зарядом вибухової речовини, яка моделює розділення головного обтічника ракети в польоті. Загальний напружено-деформований стан в оболонці при нестаціонарному навантаженні визначається з розв'язку задачі за методом скінченних елементів. Отриманий розв'язок використовується як початкові умови для задачі аналізу руйнування максимально навантаженої смуги, що розташована уздовж твірної. Для цієї смуги розв'язується плоска початково-крайова задача непружного деформування. При математичному моделюванні використовуються: рівняння стану, що включає пластичний плин матеріалу, сформульоване щодо швидкостей непружної деформації у формі деформаційного зміцнення; кінетичне рівняння для параметру пошкоджуваності. Константи динамічних властивостей матеріалу визначені з експериментальних даних, що отримані в експериментах при складному напруженому стані. З скінченно-елементного моделювання визначаються місця виникнення макродефектів і оцінюється час їх виникнення. Для реалізації запропонованої математичної моделі розроблено програмне забезпечення, яке дозволяє проводити уточнення скінченно-елементних схем з виключенням із розрахунку зруйнованих частин і визначати час розвитку тріщини для різних режимів навантаження. Верифікація запропонованого методу проводиться шляхом порівняння результатів розрахунку з експериментальними кривими вибухового деформування, а також з даними, що отримані при розв'язанні цієї задачі в програмній системі скінченно-елементного аналізу ANSYS на основі моделі зміцнення Купера–Саймондса для 3D геометричної моделі.

Ключові слова: *усічена конічна оболонка, стрічковий заряд вибухової речовини, непружне пластичне деформування, деформаційне зміцнення, параметр пошкоджуваності, модель зміцнення Купера–Саймондса, метод скінченних елементів, розділення оболонки.*

Рассматривается задача о разрушении тонкой замкнутой усеченной конической алюминиевой оболочки, нагруженной по образующей ленточным зарядом взрывчатого вещества, которая моделирует разделение головного обтекателя ракеты в полете. Общее напряженно-деформированное состояние в оболочке при нестационарном нагружении определяется из решения задачи методом конечных элементов. Полученное решение используется в качестве начальных условий для анализа разрушения максимально нагруженной полосы, расположенной вдоль образующей. Для данной полосы решается плоская начально-краевая задача неупругого пластического деформирования. При математическом моделировании используются: уравнение состояния, включающее пластическое течение материала, сформулированное относительно скоростей неупругой деформации в форме деформационного упрочнения; кинетическое уравнение для параметра повреждаемости. Константы динамических свойств материала определены с помощью обработки экспериментальных данных, полученных в экспериментах при сложном напряженном состоянии. С помощью конечно-элементного моделирования определяются места возникновения макродефектов и оцениваются времена их возникновения. Для реализации предложенной математической модели разработано программное обеспечение, которое позволяет проводить уточнение конечно-элементных схем с извлечением разрушенных частей и определять времена развития трещин для разных режимов нагружения. Верификация предложенного метода проводится путем сравнения результатов расчета с экспериментальными кривыми взрывного деформирования, а также с данными, полученными при решении этой задачи в программной системе конечно-элементного анализа ANSYS на основе модели упрочнения Купера–Саймондса для 3D геометрической модели.

Ключові слова: *усеченная коническая оболочка, ленточный заряд взрывчатого вещества, неупругое пластическое деформирование, деформационное упрочнение, параметр повреждаемости, модель упрочнения Купера–Саймондса, метод конечных элементов, разделение оболочки.*

This paper considers the problem of the destruction of a thin closed truncated conical shell loaded along the generatrix with a tape explosive charge. The problem simulates rocket head separation. The total stress and strain field in the shell under nonstationary loading is determined by the finite-element method and used as initial conditions for the analysis of the destruction of the maximum loaded strip situated along the generatrix. For the strip, a plane initial-boundary problem of inelastic plastic deformation is solved. The mathematical model uses a constitutive equation, which includes the plastic flow of the material and is formulated in terms of inelastic strain rates in the form of strain hardening, and a kinetic equation for a damage parameter. The dynamic constants of the material were determined from data of complex-stress experiments. Using finite-element simulation, macrodefect initiation sites are determined, and macrodefect initiation times are estimated. To implement the proposed mathematical model, software was developed. The software allows one to refine finite-element schemes with the extraction of the destroyed parts and to determine crack development times for different loading conditions. The proposed method is verified by comparing the calculated results with experimental curves of explosive deformation and with a solution to this problem obtained in the ANSYS finite-element analysis program system based on the Cooper–Symonds hardening model for a 3D geometric model.

Keywords: *truncated conical shell, tape explosive charge, inelastic plastic deformation, strain hardening, damage parameter, Cooper–Symonds hardening model, finite-element method, shell rupture.*

Задачі математичного опису процесів деформування та руйнування конструкцій під дією вибухових навантажень відносяться до одного з найбільш складних розділів нелінійної континуальної механіки. На теперішній час їх вирішенню присвячено велику кількість досліджень. Огляди підходів і методів, що застосовуються в них, можуть бути знайдені в роботах [1 – 2]. При цьому наголошується, що на відміну від традиційних постановок проблем пружно-пластичного деформування, даний клас задач часто описується як початково-крайові задачі. Це зумовлено процесами зростання деформацій і перерозподілу напружень у часі. У зв’язку з цим для опису нелінійного залежного від часу деформування, що має місце при складному напруженому стані, в ряді випадків виявляється ефективним спільне застосування методів і рівнянь стану теорії в’язко-пружно-пластичності [3 – 4] та механіки руйнування [5 – 6]. Формулювання задачі як початкової дозволяє простежити процеси розвитку пластичних деформацій і руйнування в часі.

Аналітичне розв’язання цих фізично і, в багатьох випадках, геометрично нелінійних задач у загальному випадку неможливе. Для їх розв’язання використовуються числові методи, серед яких в даний час найбільшого поширення набули методи скінченних різниць і скінченних елементів, причому задачі в найбільш загальній постановці зі складною геометрією конструкції та граничними умовами можуть бути вирішені тільки шляхом застосування методу скінченних елементів (МСЕ) у поєднанні з різницевими методами [3].

Важливим напрямком досліджень є вивчення деформування оболонкових конструкцій, що зазнають вибухового впливу. У роботах [7 – 8] розглядаються задачі пружно-пластичного деформування оболонок з використанням як аналітичних методів розрахунку, так і числових.

Інтенсивне непружне деформування з високим рівнем напружень протягом короткого часу може призводити до руйнування. Оцінка руйнування з використанням підходу оцінювання максимального рівня деформацій найбільш повну реалізацію отримала в програмному комплексі ANSYS, що реалізує МСЕ. Авторами [9 – 10] з його допомогою розглянуті процеси пружно-пластичного руйнування.

В роботі [11] застосовано підхід, який полягає у виключенні з моделі зруйнованого елемента або їх групи, а також належних їм вузлів. Це дозволяє ефективно відслідковувати зміну граничних умов, форми і жорсткості конструктивного елементу. У реалізованому підході для фіксованого моменту часу в скінченно-елементній сітці проводиться виключення елементів, в яких параметр пошкоджуваності прийняв своє критичне значення. Далі уточнюються крайові умови в переміщеннях і напруженнях. Для розв’язання задачі в наступний момент часу початковими умовами є отримані до заданого часу розподіли компонент напружено-деформованого стану та параметри пошкоджуваності в незруйнованих елементах.

У цієї роботі описаний вище підхід застосований для розв'язання задачі визначення характеру руйнування локальної максимально навантаженої зони усіченої конічної оболонки, що моделює центральну частину головного обтічника ракети, при спрацюванні стрічкового заряду, встановленого вздовж твірної оболонки. Розв'язано задачу визначення початкового рівня напружень в оболонці при заданій конфігурації тиску від вибуху. Отриманий розподіл компонентів тензору напружень далі використовується в якості граничних умов для фрагмента оболонки. При цьому його мала кривизна не враховується, що дає можливість постановки задачі плоского напруженого стану. Вирішується задача непружного деформування з урахуванням пошкоджуваності, що виникає в матеріалі, та виключенням з часом «зруйнованих» елементів. Загальний розрахунковий час виключення всіх «зруйнованих» елементів вздовж навантаженої твірної і визначає час розділення оболонки під дією вибухового навантаження.

Постановка задачі та 3-D чисельне моделювання. Для захисту космічного апарату від впливу потоку, що набігає, використовується головний обтічник, який скидається після проходження ракетою щільних шарів атмосфери. Процес скидання відбувається таким чином. Після подачі команди на відділення, проводиться поділ обтічника навпіл по подовжньому стику стулок. Поділ проводиться вибухом з використанням стрічкового заряду. Саме цей процес вибухового деформування моделюється в статті. До процесу поділу висуваються вимоги забезпечення безпеки електронної апаратури космічного апарата. Вони накладають обмеження на напрямок руху макродефектів, що спричинює вибух, а також вимагають їх локалізацію по контуру твірної оболонки обтічника.

Розглянемо замкнуту усічену конічну оболонку, якою моделюється центральна частина головного обтічника ракети (рис. 1). Довжина твірної оболонки l=1,6 м, діаметри – d_1=0,68 м и d_2=0,4 м; товщина h= 0,004 м. Оболонка навантажена внутрішнім тиском, прикладеним у вузькій смузі шириною 0,003 м. Матеріал усіченої конічної оболонки – алюмінієвий сплав, найбільш близький до 24ST4. Використовувалися такі значення густина ρ = 2,670 кг/м^3, модуль пружності E = 700 МПа, коефіцієнт Пуассона ν = 0,33, границя плинності σ_y = 240 МПа, границя міцності σ_U = 345 МПа. Стрічковий заряд розташований уздовж твірної оболонки.

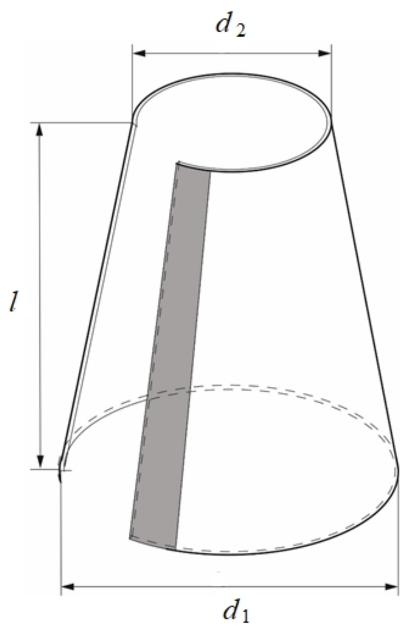

Рис. 1

Для визначення зони локалізації деформацій і граничних умов для максимально навантаженої смуги проведемо моделювання процесу високошвидкісного пружно-пластичного деформування та руйнування заданої оболонки за допомогою скінченно-елементного пакета ANSYS Workbench / Explicit Dynamics. Для розв'язання цієї задачі, а також для аналізу характеру деформування по товщині оболонки, в розрахунках використовувався 3-D скінченний елемент SOLID164. Попереднім числовим моделюванням визначено параметри скінченно-елементної сітки розбиття оболонки. Встановлено, що збіжність забезпечується при максимальному лінійному розмірі в скінченному елементі, що дорівнює 1 мм. За товщиною оболонка розбивається на 4 шари, всього модель містить близько 52 тисяч елементів.

Для числового моделювання дії стрічкового заряду вибухової речовини було розроблено математичну модель імпульсного тиску [10]. Нижче наводяться результати розрахунку для заряду, що забезпечує максимальний тиск 1770 МПа протягом 14 мкс, починаючи з третьої мікросекунди з моменту детонації. Руйнування оболонки розглядається відповідно до методики, викладеної в роботі [12].

На рис. 2 представлено еквівалентні пластичні деформації в момент зародження тріщини в верхній частині конічної оболонки. Зародження тріщини відбувається в зоні прикладання навантаження в момент часу 15 мкс (рис. 2, стрілка 1). У місці кріплення стрічкового заряду (рис. 3, стрілка 2) значення пластичних деформацій досягають 75 % від граничних. Добре простежується локалізація процесу пластичного деформування уздовж всієї навантаженої зони вздовж твірної (рис. 3, стрілка 3).

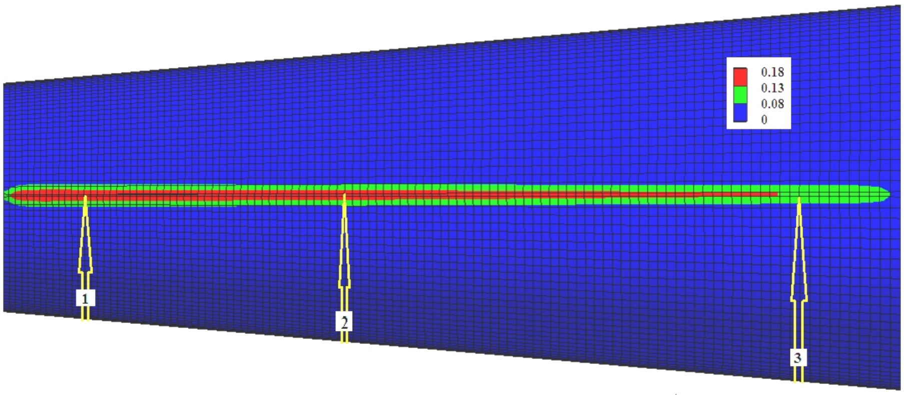

Рис. 2

Результати 3D моделювання динамічного деформування показують, що в момент зародження тріщини пластичні деформації в конструкції локалізовані в смузі, розташованої уздовж навантаженої твірної конічної оболонки. Таким чином, для досліджуваної задачі можливо моделювання руйнування в локальній зоні, яка охоплює навантажену частину обтічника. Зауважимо, що 3D скінченно-елементний розрахунок для тонкої та довгої оболонки є витратним за часом, тому що вимагає використання великої кількості скінченних елементів для забезпечення збіжності розрахункової схеми високошвидкісного деформування. Тому для проведення варіативних розрахунків на стадії проектної розробки конструкції обтічника ракети розглянемо технологію числового моделювання, яка використовує переваги переходу до двовимірної постановки задачі, характерної для тонкостінних конструкцій.

Моделювання руйнування конструкції. Розглянемо постановку задачі про деформацію та руйнування виділеної смуги (рис. 1). Вирішується плоска задача механіки деформування твердого тіла. Об’ємні сили не враховуються. Застосуємо підхід Лагранжа. Розглядається така система рівнянь:

$$\int_{\Omega}\sigma_{ij}\varepsilon_{ij}d\Omega+\int_{\Omega}\rho\,\frac{\partial^2 u_i}{\partial t^2}d\Omega+\int_{\Gamma_1}p_i\,\dot{u}_i\,d\Gamma=0\,;$$
$$\sigma_{ij}n_j=p_i(x);\;x\in\Gamma_2\,;$$
$$\varepsilon_{ij}=\left(u_{i,j}+u_{j,i}\right)/2\,;$$
$$x\in\Omega\,;\;u_i\big|_{\Gamma_1}=\tilde{u}_i;\;x\in\Gamma_1;\;i,j=1{,}2\,; \qquad (1)$$
$$\sigma_{ij}=d_{ijkl}\left(\varepsilon_{ij}-\varepsilon_{ij}^{n}\right);$$
$$\mathbf{u}\left(x_i,0\right)=\mathbf{u_0}(x);\;\varepsilon_{ij}^{n}(x_i,0)=0,$$

де σ_{ij} – компоненти тензору напружень; ε_{ij} – компоненти тензору деформацій; ε_{ij} – компоненти тензору швидкості деформацій; ε_{ij}^{n} – компоненти тензору незворотньої непружної деформації; u_i – компоненти вектору переміщень; $\dot{u}_i$ – компоненти вектору швидкості переміщень; p_i – компоненти вектору зовнішніх сил; ρ – густина матеріалу; ***n*** ***(****n*$_1$,*n*$_2$***)*** – одиничний вектор нормалі до контуру тіла.

Початкові умови визначаються розв'язанням системи (1) при початковому пружному напружено-деформованому стані при $\varepsilon^n = 0$.

Для розв'язання задачі про руйнування частини оболонки під дією вибухового навантаження скористаємося МСЕ в поєднанні з різницевим методом прогнозу-корекції інтегрування за часом. Задача розглядається в квазістатичній постановці. Застосовуючи основні підходи МСЕ, приходимо до системи диференціальних рівнянь для скінченного елемента [1]:

$$\left(\int_V [B]^T[D][B]dV\right)\{\dot{u}\}=\int_V [B]^T[D]\left\{\varepsilon^{n}\right\}dV+\int_{S_1}[N]^T\{\dot{p}\}dS\,; \qquad (2)$$

$$\{\sigma\}=[D]\left(\{\varepsilon\}-\left\{\varepsilon^{n}\right\}\right), \qquad (3)$$

$$\{\varepsilon\}=[B]\{\dot{u}\}, \qquad (4)$$

де [*B*] – матриця деформацій елемента; [D] – матриця, яка містить пружні сталі матеріалу; інтеграл в круглих дужках представляє собою матрицю жорсткості елемента; {*u*} – вектор вузлових переміщень елемента; {σ}, {ε} – вектори напружень і деформацій в елементі; [*N*] – матриця, що виражає за допомогою функцій форми значення переміщення будь-якої точки через вузлові; {p}– вектор вузлових сил, обумовлених поверхневим навантаженням.

Повну систему рівнянь для всієї конструкції отримуємо шляхом формування матриці жорсткості системи [K] з матриць жорсткостей скінченних елементів і отримання глобального вектора вузлових зусиль {F} [3]:

$$[K]\{\dot{U}\}=\{\dot{F}\}+\{\dot{F}^{n}\}, \qquad (5)$$

де {*U*} – глобальний вектор вузлових переміщень; {F^n} – вектор сил, обумовлених непружними деформаціями.

Розглянута скінченно-елементна постановка задачі (2) – (4) реалізована в програмному комплексі FEM CREEP [11], який використаний в розрахунках.

Отримана система диференціальних рівнянь (5) розв’язується методом прогнозу-корекції третього порядку. На кожному кроці інтегрування за часом вектор швидкостей непружних деформацій $\{\pounds^n\} = \left(\pounds_{11}^n, \pounds_{22}^n, 2\pounds_{12}^n\right)^T$ обчислюється за значеннями девіатора напружень в скінченному елементі ***{s}=(s11, s22, s12)T***, отриманими на попередньому кроці:

$$\{\pounds^n\} = B\pm_i^{n-1}\left[\overline{B}\right]\left(\pounds_i^n\right)^{-\sim}\{s\}, \tag{6}$$

де $\left[\overline{B}\right] = \begin{bmatrix} 1 & -1/2 & 0 \\ -1/2 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 3 \end{bmatrix}$.

Значення параметра пошкоджуваності ω визначається інтегруванням рівняння [11]

$$\begin{aligned} &\frac{d\mu}{dt} = \frac{1}{(k+1)}\exp\left(p_1\pm_e + p_2\right)\left(1-\mu\right)^{-k}, \\ &\pm_e = \text{¡}\left(\text{²}_{okt} - \pm_1\right) + \pm_1, \\ &\mu(0) = 0,\ \mu(t_*) = \mu_{\lim}, \end{aligned} \tag{5}$$

де t – час; t_* – час закінчення прихованого руйнування й виникнення макродефекту; $\mu_{\lim}$ – критичне значення параметра пошкоджуваності, що відповідає закінченню в точці процесу прихованого накопичення пошкоджень, $\mu_{\lim} \le 1$; ²_{okt} – октаедричне дотичне напруження; $\pm_1$ – максимальне головне напруження, $k, p_1, p_2,$ ¡ – емпіричні константи матеріалу.

Для алюмінієвого сплаву, що розглядається в даній роботі, приймалося: k =16,67; p_1 = -0,121; p_2 = 397,5 МРа; ¡ =0,086. На кожному кроці також визначалися значення еквівалентних напружень у скінченному елементі.

Після досягнення параметром пошкоджуваності в будь-якому скінченному елементі критичного значення $\mu = \mu_{\lim}$ приймалося, що на цьому етапі розв’язання задачі знайдено нову поточну конфігурацію області. При цьому для кожного скінченного елемента в відповідних масивах зберігаються отримані до цього часу значення компонентів напружено-деформованого стану і параметрів пошкоджуваності. «Зруйнований» елемент і безпосередньо належні йому вузли видаляються з сітки. За допомогою попереднього числового моделювання заздалегідь вибирається сітка з досить великим числом вузлів. Це робиться для того, щоб не отримати малого числа елементів в області очікуваної концентрації напружень. Проводиться перестроювання матриці жорсткості конструкції та вектора вузлових сил. При необхідності проводиться перевизначення крайових умов у напруженнях і переміщеннях.

Далі числове моделювання деформування з урахуванням пошкоджуваності триває. Розв’язується система диференціальних рівнянь меншої розмірності. Нова розмірність визначається числом видалених вузлів. Процес триває до моменту закінчення прихованого руйнування чергового елемента або їх групи. Розрахунок повинен виконуватися до моменту повного руйнування елемента оболонки, що розглядається. В силу симетрії виділеного прямокутного елемента (рис. 1) при скінченно-елементному моделюванні розглядалася його половина. Моментом розділення оболонки вважається час досягнення параметрами пошкоджуваності критичного значення у всіх елементах твірної уздовж всієї довжини прямокутної області.

Проводилося дослідження впливу ширини області та збіжності результатів. Після проведеного циклу розрахунків для моделювання прийнято смугу шириною 7 мм із сіткою 6000 елементів.

Для числового моделювання розглядалися шість режимів навантаження (рис. 3). Критеріями закінчення розрахунку вважалося або повне руйнування смуги оболонки уздовж всієї довжини, або відсутність руйнування протягом заданого часу.

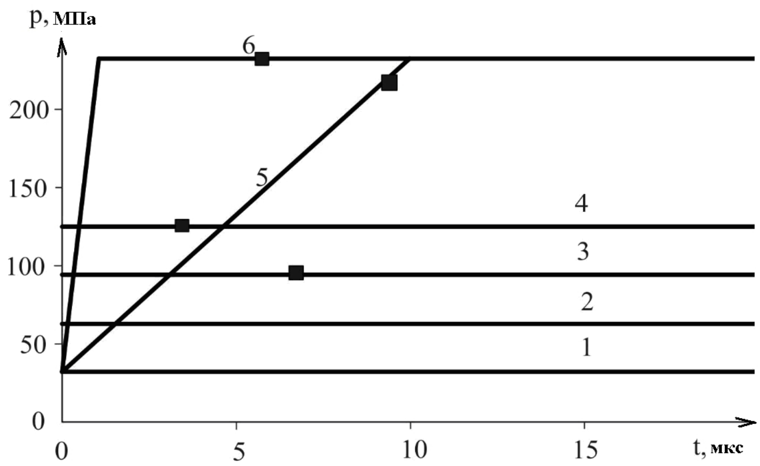

Рис. 3

Результати численних досліджень показали, що в усіх шести режимах навантаження закінчення процесу накопичення прихованих ушкоджень, що приводять до «руйнування» ряду скінченних елементів, відбувається в районі дії максимальних напружень, розташованому ближче до меншого діаметра оболонки. Після цього процеси накопичення пошкоджуваності інтенсифікуються в районі виникнення дефекту. З часом дефект починає розширюватися в обидва боки.

На рис. 4 представлено вигляд аналізованої смуги оболонки перед закінченням руйнування t_4 = 3,95 мкс при навантаженні по четвертому режиму.

Додатково представлено розподіл параметра пошкоджуваності в областях навколо макродефекту (тріщини), що виник. Видно, що пошкоджуваність інтенсивно локалізується навколо тріщини, що розвивається. Протягом наступних тисячних часток мікросекунди напруження вигину, що виникають в залишившихся по краях фрагментах, призводять до їх повного руйнування. Отриманий характер геометрії дефекту можна трактувати як зародження двох нових тріщин, осі яких спрямовані по нормалі до твірної оболонки. Така структура макродефекту виходить при моделюванні з будь-яким числом скінченних елементів і розміром прилеглої частини оболонки. При режимі 3 таких нових тріщин не виникає, а тріщина розвивається вздовж твірної з видаленням матеріалу до країв смуги.

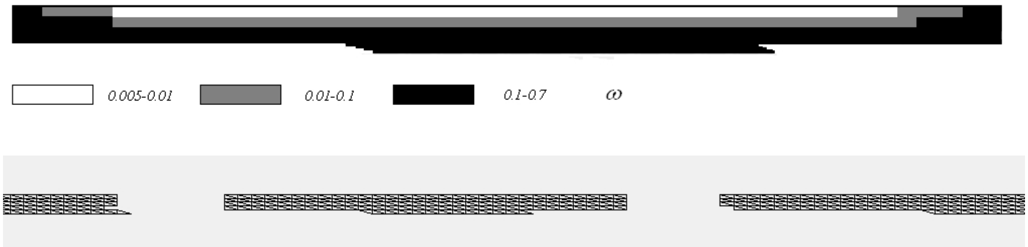

Рис. 4

На рис. 5 наведено форму макродефекту для режиму 5, на рис. 6 – для режиму 6. Порівняння рис. 5 і рис. 6 показує, що повільне (режим 5) і швидке (режим 6) наростання навантаження призводить до розвитку одного або двох відгалужень тріщини. Подібний результат отримано і для випадку дії постійного тиску: в режимі 3 з меншим значенням тиску одне відгалуження тріщини, а в режимі 4 (з великим) – два. Очевидно, що внаслідок значно більшого загального рівня напружень (режими 4 і 6) розвиток пошкоджуваності інтенсивно відбувається не тільки в середині смуги, що призводить до зародження нових напрямків розвитку макродефектів. Незважаючи на досить значні рівні чинного тиску, деформації внаслідок малого часу навантаження і швидкого накопичення пошкоджень не встигають сильно розвинутися і залишаються малими. У жодному з режимів деформації Мізеса не перевищують 1 %, досягаючи 0,6 % при навантаженні по 6-му режиму.

Отримані величини дозволяють при формулюванні задачі обмежитися випадком плоского напруженого стану та малих деформацій. Можливо, що при необхідності вивчення подальшого розвитку макродефектів, особливо при розгалуженні тріщини, необхідно було б перейти до урахування кривизни оболонки і кінцевих деформацій у постановці задачі.

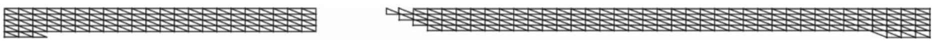

Рис. 5

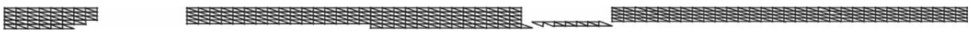

Рис. 6

Висновки. Запропоновано новий комплексний підхід, який використаний для визначення часу розвитку та форми макродефекту (тріщини), що виникає внаслідок спрацювання заряду вибухової речовини, зосередженої в смузі вздовж твірної усіченої конічної оболонки. Ідея підходу полягає в максимальній конкретизації рівнянь стану за експериментальними даними з подальшим числовим моделюванням процесу накопичення пошкоджень і зростання макродефектів. Для визначення значень констант, що входять в рівняння стану, використано дані експериментального дослідження вибухового швидкісного деформування та тривалого руйнування тонких кілець і трубчастих зразків при складному напруженому стані. Моделювання процесу руйнування проводиться з використанням алгоритмів методу скінченних елементів і скінченно-різницевого методу інтегрування за часом. Класичну постановку задачі тривалого деформування з урахуванням пошкоджуваності матеріалу доповнено алгоритмами перестроювання сітки та переформулювання граничних умов з урахуванням виключених («зруйнованих») скінченних елементів. Для побудови ефективного методу розв'язання задачі застосовано метод декомпозиції. Він складається з таких двох етапів. Перший – числове розв'язання задачі високошвидкісного деформування та руйнування усіченої конічної оболонки, що навантажена по смузі вздовж твірної стрічковим зарядом вибухової речовини, за МСЕ для 3D геометричної моделі. На другому етапі «вирізана» з даної оболонки прямокутна область, яка містить навантажену смугу, розглядається окремо за допомогою постановки задачі плоского напруженого стану. При цьому кривизна області, що розглядається, досить мала, а тому не враховується. Визначені на першому етапі напруження, що діють в площині оболонки, розподіляються у вузли прямокутної області з тими ж координатами за допомогою спеціально розробленої інтерфейсної програми.

Запропоновано підхід і метод розв'язання задачі непружного деформування з урахуванням пошкоджуваності матеріалу з подальшим руйнуванням, які дозволили визначити режими, що призводять до руйнування конічної оболонки за заданий час, а також форму одержуваного при цьому макродефекту. В результаті числового моделювання встановлено, що як при дії постійно прикладеного навантаження, так і в разі його монотонного зростання можуть виникати відгалуження від меридіонального напрямку тріщини в окружному напрямку. У зв'язку з цією певною можливістю при практичному застосуванні розробленого підходу слід виконувати аналіз допустимості подібного розгалуження. У разі, якщо розгалуження буде визнане недопустимим, ще на етапі проектування необхідно вибирати тільки ті варіанти, в яких тріщина розвивається тільки в меридіональному напрямку.

1. *Cristescu N.* Dynamic plasticity. Amsterdam: North Holland, 2004. 614 p.
2. *Kukydzanov V. N.* Numerical Continuum Mechanics. De Gruyter. 2013. 428 p.
3. *Zienkiewicz O. C., Taylor R. L., Wood D. D.* The Finite Element Method for Solid and Structural Mechanics. Butterworth-Heinemann, 2014. 624 p.
4. *Chaboche J. L.* A review of some plasticity and viscoplasticity constitutive equations. International Journal of Plasticity. 2008. Vol. 24. P. 1642–1693. https://doi.org/10.1016/j.ijplas.2008.03.009
5. *Erdogan E.* Fracture Mechanics. International Journal of Solids and Structures. 2000. 37. P. 171–183. https://doi.org/10.1016/S0020-7683(99)00086-4
6. *Кукуджанов В. Н.* Компьютерное моделирование деформирования, повреждаемости и разрушения неупругих материалов и конструкций. М.: МФТИ, 2008. 212 с.
7. *Gato C.* Detonation-driven fracture in thin shell structures: Numerical studies. Applied Mathematical Modelling. 2010. Vol. 34. Issue 12. P. 3741–3753. https://doi.org/10.1016/j.apm.2010.02.011
8. *Гудрамович В. С.* Моделирование напряженно-деформированного состояния оболочечных конструкций ракетной техники и энергетики. Техническая механика. 2013. С. 97–104.
9. *Pandey V. B., Singh I. V., Mishra B. K., Ahmad S., Rao A. V., Kumar V.* Creep crack simulations using continuum damage mechanics and extended finite element method. Int J. of Damage Mech. 2019. Vol. 28. Issue 1. P. 3–34. https://doi.org/10.1177/1056789517737593
10. *Chernobryvko M., Avramov K., Uspensky B., Tonkonogenko A., Kruszka L.* Model of segmentation of rocket fairings due to the action of a cumulative charge, EDP Sciences: EPJ Web of Conferences. 2018. № 183, 04009. P. 1–4. https://doi.org/10.1051/epjconf/201818304009
11. *Breslavsky D., Kozlyuk A., Tatarinova O.* Numerical simulation of two-dimensional problems of creep crack growth with material damage consideration. Eastern-European Journal of Enterprise Technologies. Applied mechanics. 2018. Vol. 2. № 7 (92). P. 27–33. https://doi.org/10.15587/1729-4061.2018.119727
12. *Мартыненко Г. Ю., Чернобрывко М. В., Аврамов К. В., Мартыненко В. Г., Тонконоженко А. М., Кожарин В. Ю.* Численное моделирование работы боевого снаряжения ракетного комплекса. Технічна механіка. 2018. № 4. С. 90–104. https://doi.org/10.1016/j.advengsoft.2018.07.001

Отримано 23.04.2020,
в остаточному варіанті 05.06.2020