Національна академія наук України Інститут проблем машинобудування ім. А. М. Підгорного

ЧЕРНОБРИВКО Марина Вікторівна

Moenf-

УДК 539.3:534.1

НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНИЙ СТАН ЕЛЕМЕНТІВ КОНСТРУКЦІЙ ПРИ ВИСОКОШВИДКІСНИХ НАВАНТАЖЕННЯХ

01.02.04 – механіка деформівного твердого тіла

АВТОРЕФЕРАТ

дисертації на здобуття наукового ступеня доктора технічних наук

Дисертацією є рукопис.

Робота виконана в Інституті проблем машинобудування ім. А. М. Підгорного Національної академії наук України, м. Харків.

Науковий консультан	 г – доктор технічних наук, професор Аврамов Костянтин Віталійович Інститут проблем машинобудування ім. А.М. Підгорного НАН України, завідувач відділу надійності та динамічної міцності.
Офіційні опоненти:	доктор технічних наук, професор, заслужений діяч науки і техніки України Луговий Петро Захарович Інститут механіки ім. С. П. Тимошенка НАН України, в. о. завідувача відділу будівельної механіки тонкостінних конструкцій;
	доктор технічних наук, професор Курпа Лідія Василівна Національний технічний університет «Харківський політехнічний інститут» МОН України, завідувач кафедри прикладної математики;
	доктор фізико-математичних наук, професор Янчевський Ігор Владиславович Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського» МОН України, професор кафедри динаміки і міцності машин та опору матеріалів.

Захист відбудеться "11" березня 2021 р. о 14 годині на засіданні спеціалізованої вченої ради Д 64.180.01 в Інституті проблем машинобудування ім. А. М. Підгорного НАН України за адресою: 61046, м. Харків-46, вул. Пожарського, 2/10.

З дисертацією можна ознайомитися у бібліотеці Інституту проблем машинобудування ім. А.М. Підгорного НАН України за адресою: 61046, м. Харків-46, вул. Пожарського, 2/10.

Автореферат розісланий "03" лютого 2021 року.

Учений секретар спеціалізованої вченої ради Д 64.180.01 доктор технічних наук, професор

l. Ry-

О. О. Стрельнікова

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Загальною тенденцією сучасного машинобудування є здешевлення готової продукції зі збереженням її надійності та функціональності. Задля цього на етапі загального проектування експериментальні дослідження напруженодеформованого та граничного стану конструкцій доцільно замінити віртуальними випробуваннями на основі числового моделювання, що дозволяє значно скоротити час розробки та суттєво зменшити витрати на ïï удосконалення. Особливого значення ця проблема набуває для конструкцій, що працюють в умовах високошвидкісного навантаження, а також експлуатація яких передбачає руйнування окремих елементів в заданий час, коли для кожного натурного експерименту потрібен дорогий дослідний зразок.

Актуальність теми. ракетно-космічних B системах, енергомашинобудуванні, літакобудуванні, промисловому та житловому будівництві в процесі експлуатації або в аварійних ситуаціях конструкції та їх окремі елементи знаходяться під впливом високошвидкісного навантаження. Ці навантаження мають різну фізичну природу: локальне навантаження ударноімпульсного характеру, газодинамічна або гідродинамічна ударна хвиля, надзвуковий газовий потік. Однак всі вони характеризуються високою інтенсивністю та швидкістю впливу на конструкцію. Фізика процесів, що протікають в елементах конструкцій під дією високошвидкісних навантажень, досить складна. В залежності від характеру впливу, механічні навантаження можуть спричинювати термо-пружно-пластичне деформування й руйнування або динамічну нестійкість конструкцій. Для числового моделювання таких процесів потрібні математичні моделі, які враховують динамічні властивості конструкційних матеріалів. На цей час існує великий доробок стосовно експериментального вивчення процесів швидкісного деформування конструкційних матеріалів. Результати цих досліджень дозволяють пояснити фізичні явища та ефекти, які супроводжують високошвидкісний деформаційний процес в конструкціях. Численні експериментальні дослідження показують, що існує широкий клас металевих сплавів, фізико-механічні характеристики яких залежать від швидкості деформації, а також температури. Математичне моделювання таких процесів призводить до фізично нелінійних крайових задач, а нестаціонарне деформування елементів конструкцій, що досліджуються, має ряд особливостей, які не можуть бути описані в рамках теорій пружних або малих пластичних деформацій.

українська ракетно-космічна техніка користується Зараз широким попитом на світовому ринку. Під час проектної розробки ракет різного призначення виникає ряд задач, що пов'язані з дослідженнями нестаціонарного деформування й аналізом процесів руйнування внаслідок експлуатаційних навантажень. Це стосується таких елементів ракет як обтічники, корпуси твердопаливних двигунів та різноманітні кріпильні елементи. Останнім часом корисних вантажів, ЩО виводяться орбіту, асортимент на істотно розширюється. Під час виведення ракети на орбіту корисний вантаж захищається обтічником, а його форма залежить від призначення ракети. У

польоті обтічники зовні взаємодіють з надзвуковою газовою течією, вплив якої на конструкцію може призвести до втрати стійкості та спричинити руйнування обтічника або корисного вантажу. Необхідність створення обтічників ракет з підвищеними вимогами до їх динамічної стійкості потребує розробки аналітично-числових методів визначення динамічної нестійкості конструкцій різної геометричної форми.

Таким чином, розробка ефективних аналітично-числових методів дослідження напружено-деформованого стану елементів конструкцій під впливом високошвидкісного навантаження на основі математичних моделей, які враховують особливості процесів високошвидкісного деформування, та застосування цих методів до розв'язання важливих прикладних задач є актуальною проблемою механіки деформівного твердого тіла, що і визначило тему даної дисертаційної роботи.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами. Тема дисертаційної роботи та її основні задачі були сформульовані та розв'язані здобувачем як керівником, відповідальним виконавцем та виконавцем комплексних тем науково-технічних досліджень Інституту проблем машинобудування ім. А.М. Підгорного НАН України, а саме:

- за держбюджетними науково-дослідними роботами «Розвиток методів аналізу та зниження динамічної напруженості систем елементів енергетичного обладнання в умовах продовження строків його експлуатації» (2001 – 2005 рр., № ДР 0101U003586), «Розробка наукових основ комплексного удосконалення міцносних динамічних властивостей новітніх конструкцій і матеріалів та іншого обладнання з урахуванням технологічних і енергетичного експлуатаційних факторів» (2006 – 2010 рр., № ДР 0106U000485), «Розробка наукових основ аналізу нестаціонарного динамічного напруженого стану елементів енергетичного та іншого обладнання з урахуванням пошкоджень» (2011 – 2015 pp., № ДР 0111U001758), «Оцінка надійності енергетичного обладнання при втомному пошкодженні його елементів» (2015 – 2019 рр., 0115U001089). «Аналіз поліпшення № ЛР та динамічних міцнісних властивостей елементів перспективних енергетичних машин та ракетнокосмічної техніки під дією навантажень різної фізичної природи» (2016 -2020 pp., № ДР 0111U001758), «Динамічна міцність елементів аерокосмічної та бронетанкової техніки під дією механічних навантажень» (2017 – 2019 рр., № ДР 0111U001758);

державним замовленням на найважливіші науково-технічні за (експериментальні) розробки та науково-технічну продукцію № ДЗ/443-2013 «Розроблення та впровадження інформаційно-комп'ютерної технології аналізу аерокосмічної конструкцій техніки» міцності елементів (2013)p., № ДР 0113U007341), ДЗ-71-2019 «Розроблення програмного забезпечення для корпусних аналізу динаміки та міцності композитних елементів 3 наноармуванням». (2019 – 2020 рр., № ДР 0119U102947);

– за програмно-цільовою та конкурсною тематикою НАН України «Підтримка пріоритетних для держави наукових досліджень і науковотехнічних (експериментальних) розробок Відділення фізико-технічних проблем енергетики НАН України» за темою «Підвищення ефективності елементів конструкцій ракетно-космічної техніки шляхом їх чисельного моделювання та оптимізації» (2020 р., № ДР 0120U101241);

– за цільовими комплексними програмами наукових досліджень НАН України «Науково-технічні проблеми інтеграції енергетичної системи України в Європейську енергетичну систему» у рамках наукового проекту «Розробка заходів підвищення надійності експлуатації високо напружених елементів обладнання ТЕС і ТЕЦ при динамічному навантаженні» (2006 р., № ДР 0106U008600) та (2007 р., № ДР 0107U008038);

– за цільовою програмою наукових досліджень ВФТПЕ НАН України «Наукові основи ефективного перетворення енергії» за темою «Розробка нових методів та засобів діагностування енергетичних машин та підвищення їх міцності та працездатності» (2012 – 2016 рр., № ДР 0112U002490);

- за цільовою комплексною програмою НАН України з наукових космічних досліджень «Вібронапруженість елементів ракетоносіїв під впливом імпульсних навантажень» № ДР 0113U001771), акустичних та 2013p., «Розрахункова оцінка вібрацій елементів аерокосмічних систем при силових та № ДР 0114U003588). аеродинамічних навантаженнях» (2014-2017 pp., «Розробка теоретичних основ проектування тонкостінних елементів ракетнанокомпозитних матеріалів» високоміцних (2018-2019 носіїв i3 pp., № ДР 0118U003915), «Розрахункове дослідження напружено-деформованого стану композитних корпусних елементів ракетоносіїв під дією нестаціонарних навантажень» (2020 р., № ДР 0120U101942);

– за цільовою програмою наукових досліджень НАН України «Надійність і довговічність матеріалів, конструкцій, обладнання та споруд» (2016-2020 рр., № ДР 0116U005703);

- за програмами ДФФД № Ф53.7/038 «Наукові основи проектування багатовимірних коливальних систем в умовах впливу віброударних процесів» (2013 р., № ДР 0113U002848), Ф53.1/023 «Нестаціонарні процеси деформування елементів конструкцій руйнування матеріалів при імпульсних та навантаженнях» за договором «Розробка методів розв'язання нелінійних задач швидкісної деформації тривимірних і оболонкових елементів конструкцій під імпульсних навантажень з урахуванням динамічних лією властивостей матеріалів і конструкційних факторів» (2013р., № ДР 0113U003908);

– за конкурсною тематикою спільних проектів фундаментальних досліджень вчених наукових установ НАН України та Сибірського відділення Російської академії наук «Чисельне моделювання нестаціонарної взаємодії складних пружних конструкцій з рідиною чи газом» (2006 – 2008 рр., № ДР 0106U008609);

– за договорами про міжнародне співробітництво між Інститутом проблем машинобудування ім. А.М. Підгорного НАН України та Інститутом проточних машин Польської академії наук (2003-2007 рр.), між Інститутом проблем машинобудування ім. А.М. Підгорного НАН України та Воєннотехнічною академією ім. Ярослава Домбровського, Варшава, Польща (2008-2012 рр.); – за господарським договором з ТОВ Науковий центр вивчення ризиків «Ризикон» «Розробка методів моделювання наслідків впливу ударно-хвильових навантажень на будівлі та будівельні споруди» (2006-2009 рр., № ДР 0106U001613);

- за господарськими договорами з ДП «КБ «Південне» ім. М. К. Янгеля» розрахунку динамічного методів і програм напруженого і «Розробка граничного стану оболонкових конструкцій при високошвидкісних діях» (2015 р., № SCM YZH SP 03900), «Розробка методів і програм розрахунку тривалості руйнування елементів кріплення БЕ при імпульсному навантаженні (2016 р., № GR2 YZH SPS 25900), «Перевірка працездатності і механічного стану систем кріплення БЕ при транспортуванні на основі комп'ютерного технологічних i експлуатаційних моделювання впливів» (2017 p., № ДР 0117U003630).

Мета і задачі дослідження. *Метою дисертаційної роботи є* розробка ефективних аналітично-числових методів дослідження динамічного напруженодеформованого стану елементів конструкцій внаслідок впливу імпульсного навантаження різної фізичної природи і надзвукової газової течії та застосування цих методів до розв'язання актуальних прикладних задач.

Для досягнення зазначеної мети в роботі були поставлені та розв'язані такі основні наукові та прикладні *задачі*:

 розробити й обґрунтувати загальні принципи моделювання термопружно-пластичного високошвидкісного деформування елементів конструкцій, які враховують зміну механічних властивостей конструкційних матеріалів під час деформування, що спричинена високошвидкісним механічним навантаженням;

–розробити узагальнену модель динамічного напружено-деформованого стану елементів конструкцій з полікристалічних матеріалів при імпульсному навантаженні, що описує як термопружне деформування, так і швидкісне пластичне деформування;

– побудувати рівняння стану для полікристалічних матеріалів, яке поєднує еквівалентні напруження з еквівалентними деформаціями, швидкістю деформацій і температурою, та ґрунтується на модифікації найбільш відомих моделей задля можливості застосування бази визначених емпіричних констант динамічних властивостей матеріалів;

– розробити для запропонованої моделі загальну схему числового аналізу напружено-деформованого і граничного стану конструкцій під впливом високошвидкісного навантаження;

– застосувати розроблену математичну модель із запропонованим рівнянням стану до розв'язання таких задач:

• дослідити динамічний напружено-деформований стан оболонкових елементів корпусів газотурбінних двигунів внаслідок локального навантаження обірваною частиною лопатки; дослідити локальний динамічний напруженодеформований стан лопаток газотурбінних двигунів внаслідок навантаження сторонніми предметами; • дослідити динамічні напруження, що виникають при впливі ударної хвилі на типові елементи промислових будівельних споруд у формі плит з оребренням та на плоскі елементи оснастки;

• дослідити високошвидкісне деформування та розділення навпіл елемента обтічника ракети у формі усіченої конічної оболонки внаслідок спрацювання кумулятивного заряду;

• дослідити високошвидкісне деформування та руйнування елементів кріплення головної частини ракетної конструкції;

– дослідити нестаціонарне деформування композитного корпусу твердопаливного двигуна з ортотропними чи функціонально-градуйованими характеристиками в робочих режимах навантаження при старті ракети;

– розробити аналітично-числовий метод аналізу динамічної нестійкості обтічників ракет у формі параболоїдів обертання та підкріплених шпангоутами конусів в надзвуковому газовому потоці;

– дослідити достовірність результатів числових досліджень, отриманих за розробленими моделями високошвидкісного деформування елементів конструкцій, шляхом їх порівняння з результатами експериментів, апробованими відомими результатами або результатами числових досліджень за іншими моделями.

Об'єкт дослідження – динамічні процеси деформування, що відбуваються в елементах конструкцій з полікристалічних та композитних матеріалів внаслідок високошвидкісного навантаження різної фізичної природи.

Предмет дослідження – напружено-деформований та граничний стан в елементах конструкцій з полікристалічних матеріалів та деформований стан в елементах конструкцій з композитних матеріалів, які знаходяться під дією високошвидкісного навантаження різної фізичної природи.

Методи дослідження. Методологічну основу дослідження деформування локального руйнування елементів конструкцій становлять загальні та положення теорії термопружності та пластичності у поєднанні з емпірично отриманими рівняннями стану, що враховують вплив швидкості деформації та підвищеної температури. Для числових досліджень двовимірних геометричних моделей застосовується адаптивний метод скінченних різниць з лінеаризацією по просторовим координатам нелінійних рівнянь для кожного дискретного часу. В основі часової дискретизації задачі лежить розрахункова схема Вожеле. прогнозу-корекції Для числових досліджень тривимірних геометричних моделей застосовується метод скінченних елементів з явною схемою інтегрування за часом. Методологічну основу для визначення динамічної нестійкості оболонок обертання у надзвуковому газовому потоці становить метод заданих форм та уточнена поршнева теорія. Для отримання рівнянь руху оболонкових конструкцій застосовуються оболонкові теорії типу Тимошенка-Рейсснера та теорія Редді високого порядку.

Наукова новизна одержаних результатів полягає в наступному:

– запропоновано нову узагальнену модель динамічного напруженодеформованого стану елементів конструкцій з полікристалічних матеріалів при імпульсному навантаженні, яка ґрунтується на поєднанні моделей нестаціонарного термопружного деформування і швидкісного пластичного деформування для урахування високошвидкісного зміцнення та температурного знеміцнення матеріалу;

– запропоновано нове рівняння напружено-деформованого стану у модифікованій формі Пежини з додатковими температурними множниками у формі Джонсона-Кука, в якому еквівалентні напруження залежать як від еквівалентних деформацій, так і від швидкості деформацій та від температури;

– на основі запропонованої узагальненої моделі динамічного напруженодеформованого стану елементів конструкцій з полікристалічних матеріалів при імпульсному навантаженні вперше отримано уточнені розв'язки задач за термопружно-пластичним високошвидкісним деформуванням оболонкових елементів корпусу газотурбінного двигуна внаслідок обриву частини лопатки та локального пошкодження лопаток газотурбінних двигунів сторонніми предметами, та визначено локалізацію динамічних напружень в зоні ударноімпульсного навантаження;

- на основі запропонованого рівняння напружено-деформованого стану вперше отримано уточнені динамічні напруження плити з оребренням під ударної впливом впливом газодинамічної хвилі та пластини під навантаження гідродинамічного урахуванні динамічних ударного при характеристик матеріалів елементів конструкцій будівельних споруд та оснастки для обробки матеріалів тиском;

– запропоновано нову розрахункову модель нестаціонарного деформування композитного корпусу твердопаливного двигуна у формі сферично-циліндрично-сферичної оболонки обертання з ортотропними чи функціонально-градуйованими характеристиками;

 на основі запропонованої оболонкової моделі композитного корпусу отримано нові закономірності процесу деформування жорстко закріпленої по краях сферично-циліндрично-сферичної ортотропної оболонки при внутрішньому імпульсному навантаженні;

– встановлено нові закономірності втрати динамічної стійкості обтічників ракет в надзвуковому газовому потоці, що моделюються оболонками у формі параболоїда обертання і підкріпленого шпангоутами конуса, та вперше виявлено їх форми коливань при втраті динамічної стійкості.

Практичне значення одержаних результатів. Одержані в дисертації результати можуть використовуватися під час проектування, доведення та експлуатації аерокосмічних та машинобудівних конструкцій. Створені в роботі математичні моделі, методи та алгоритми обчислення становлять розрахункову базу для аналізу напружено-деформованого та граничного стану елементів конструкцій під впливом високошвидкісного механічного навантаження, що має суттєве практичне значення.

Ряд результатів, рекомендацій та висновків виконаних прикладних досліджень, які наведено в дисертаційній роботі, використано та впроваджено на підприємствах України, а саме:

– на ДП «КБ «Південне» ім. М. К. Янгеля» – моделі, методи та програми розрахунку динамічного напружено-деформованого і граничного стану композитного корпусу твердопаливного двигуна в робочих режимах навантаження при старті ракети;

– на ДП КБ «Південне» – моделі, методи та програмне забезпечення для визначення форми коливання обтічників ракет і ракет-носіїв при втраті динамічної стійкості в надзвуковому газовому потоці;

– на ДП КБ «Південне» – моделі та програми розрахунку для перевірки працездатності елементів кріплення спеціальної ракетної конструкції при імпульсному навантаженні;

– на ТОВ Науковий центр вивчення ризиків «РИЗИКОН» – методи моделювання та програми розрахунку наслідків впливу ударно-хвильових навантажень на будівлі та будівельні споруди;

– на ВАТ НВП «ОСНАСТКА» – методика підвищення надійності і довговічності оснащення для обробки матеріалів тиском;

науково-дослідний «Харківський інститут на ДΠ технології машинобудування» - математичні моделі, методи розрахунку та рекомендації аналізу динамічної міцності захисних споруд оснастки по i для формоутворення;

– на ДП «ЗМКБ «Прогрес» ім. академіка О.Г. Івченка» – математичні моделі та методики чисельного аналізу динамічної міцності елементів корпусів газотурбінних двигунів в умовах експлуатаційного руйнування лопаткового апарату.

Деякі наукові результати роботи використано в учбовому процесі, а саме:

– у Харківському національному університеті ім. В. Н. Каразіна, кафедра теплофізики та молекулярної фізики;

– у Національному технічному університеті «Харківський політехнічний інститут», кафедра механіки суцільних середовищ та опору матеріалів.

Впровадження розробок на підприємствах та в учбовому процесі підтверджено документально (Додаток Б).

Особистий внесок здобувача у роботи, опубліковані у співавторстві.

Дисертаційна робота є результатом завершених наукових досліджень автора, які було виконано у Інституті проблем машинобудування ім. А.М. Підгорного НАН України в період з 2002 по 2020 роки.

Основні результати теоретичних та розрахункових досліджень, що виносяться на захист, отримано самостійно.

У роботах, що написані у співавторстві, особистий внесок здобувача полягає у наступному: [1, 19–23] – запропоновано термо-пружно-пластичну узагальнену модель високошвидкісного деформування елементів конструкцій під впливом імпульсного навантаження, яка ґрунтується на застосуванні емпіричних коефіцієнтів, проведено тестові розрахунки та аналіз отриманих результатів, прийнято участь у постановці задач та формулюванні висновків; [13, 15–17, 43, 44] – запропоновано математичну модель імпульсного навантаження, проведено числовий аналіз елементів конструкцій та отримано локалізацію напружено-деформованого стану, прийнято участь у постановці

задач та формулюванні висновків; [24-27, 43-51] - розроблено математичні та розрахункові моделі високошвидкісного деформування елементів конструкцій впливом імпульсного навантаження, проведено аналіз отриманих під результатів та формулювання висновків, прийнято участь у постановках задач та виконанні числових розрахунків; [2, 28, 52, 54] – розроблено розрахункову визначення нестаціонарного напружено-деформованого методику стану елементів будівельних споруд під впливом ударної газодинамічної хвилі та проведено числовий аналіз граничного стану для оребреної плити, прийнято участь у постановці задач та формулюванні висновків; [29–32, 56] – розроблено методику розрахунку напружено-деформованого стану елементів газотурбінних двигунів під впливом локального імпульсного навантаження, прийнято участь у постановці задач та формулюванні висновків; [3, 33, 55] - запропоновано розрахункову модель локального імпульсного навантаження як неперервної функції тиску у часі, прийнято участь у постановці задач та формулюванні висновків; [34, 57, 58] – запропоновано розрахункову модель деформування і руйнування елемента конічного обтічника ракети внаслідок спрацювання кумулятивного заряду, проведено розрахункові дослідження, прийнято участь у постановці задач та формулюванні висновків; [4-7, 35-39, 59-60] - здійснено постановку задачі, запропоновано математичні моделі та напіваналітичні методи дослідження, здійснено числові розрахунки й аналіз динамічної нестійкості різних геометричних реалізацій обтічників ракет-носіїв під впливом надзвукового газодинамічного тиску та без нього, проведено аналіз отриманих результатів, прийнято участь у формулюванні висновків; [8-9, 40, 62] здійснено постановку задачі, запропоновано математичну модель і аналітичночисловий метод аналізу напружено-деформованого та граничного стану композитного корпусу двигуна ракети під впливом робочого імпульсного навантаження та проведено числові розрахунки за розробленою моделлю, проведено аналіз отриманих результатів, розроблено критерії визначення працездатності корпусу двигуна в залежності від внутрішнього максимального тиску навантаження, прийнято участь у формулюванні висновків та практичних рекомендацій; [10, 41, 61] – прийнято участь у постановці задачі, розробці математичної моделі, числовому аналізі, перевірці достовірності отриманих результатів та формулюванні висновків щодо деформування елементів конструкцій з функціонально-градуйованих композитних матеріалів; [11, 42, 63, 64] – виконано розрахункові дослідження процесу руйнування елементів кріплення спеціальної ракетної конструкції, проведено аналіз часу ïΧ руйнування, прийнято участь у постановці задачі та формулюванні висновків; [12] – виконано дослідження зміни границі пружності в матеріалах спеціальної ракетної конструкції при температурах від -40 ^oC до 50 ^oC.

Апробація результатів дисертації. Основні результати досліджень доповідалися та дістали схвалення на міжнародних конференціях, симпозіумах і наукових семінарах, а саме:

- 7th, 8th, 10th International Symposium on Impact Engineering (Warsaw, Poland, 2010; Osaka, Japan, 2013; Gmunden, Austria, 2019);

– 7th International Conference on Mechanics and materials in design (Albufeira, Portugal, 2017);

- 13th Workshop of dynamic behavior of materials and its applications in industrial processes, DynaMAT 2019 (Nicosia, Cyprus, 2019);

- 4th International Conference on Protective Structures, ICPS4-2016 (Beijing, China, 2016);

- 8th European Nonlinear Dynamics Conference (Vienna, Austria, 2014);

- 7th, 8th Conferences «Shell Structures. Theory and Applications» (Gdansk-Yurata, Poland, 2002, 2005);

– 10th International Conference «Riesenie Krizovych Situacii v Specifickom Prostredi» (Žilina, Slovakia, 2005);

- 13th International scientific and technological conference «Maintenance of infrastructure in crisis situations» (Warsaw - Rynia, Poland, 2004);

– IX Konferencjas Naukowo-Techniczna «Programy MES we Wspomaganiu Analizy, Projektowania i Wytwarzania» (Poland, 2005);

– XIII Warsztaty Naukowe PTSK «Symulacja w Badaniach i Rozwoju» (Warsaw, Poland, 2006)

– IX Всероссийском съезде по теоретической и прикладной механике (Нижний Новгород, Россия, 2006);

- International Seminar on Science and Education (Rome, Italy, 2011);

- International Conference «Shock Waves in Condensed Matter» (Kiev, 2012);

– Міжнародній науково-технічній конференції «Міцність матеріалів та елементів конструкцій» (Київ, 2010);

– Міжнародній науковій конференції «Сучасні проблеми механіки та математики» (Львів, 2013);

– IX Міжнародній науковій конференції «Импульсные процессы в механике сплошных сред» (Миколаїв, 2011);

– V, VII Міжнародній конференції «Космические технологии: настоящее и будущее» (Дніпро, 2015, 2019);

– I, II Міжнародній науково-технічній конференції «Динаміка, міцність та моделювання в машинобудуванні» (Харків, 2018, 2020).

У повному обсязі дисертація доповідалася на засіданні науково-технічної проблемної ради «Математичне моделювання. Механіка деформівного твердого тіла. Динаміка та міцність машин» Інституту проблем машинобудування ім. А. М. Підгорного НАН України під керівництвом члена-кореспондента НАН України Ю. Г. Стояна.

Публікації. Матеріали дисертації опубліковані в 65 наукових роботах. З них 42 статті у наукових виданнях України та іноземних держав, з яких 12 включені до міжнародної бази Scopus, та 23 публікацій у матеріалах міжнародних конференцій і симпозіумів.

Структура та обсяг дисертацій. Дисертація складається зі вступу, семи розділів, висновків, списку використаних джерел, який містить 364 найменування на 37 сторінках, та двох додатків на 19 сторінках. Дисертація містить 87 рисунків та 16 таблиць. Загальний обсяг дисертації складає 347 сторінок, з них 285 сторінок основного тексту.

ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

У вступі обґрунтовано актуальність дисертаційної роботи, сформульовані мета і задачі досліджень, викладено основні отримані результати, їх наукова новизна та практичне значення, наведено відомості про публікації, особистий внесок автора та апробацію роботи.

Перший розділ містить огляд літературних джерел та аналіз сучасного стану теоретичних, числових та експериментальних досліджень напруженодеформованого стану елементів конструкцій під впливом високошвидкісних механічних навантажень, а також стійкості оболонок обертання в надзвуковому газовому потоці.

У зв'язку зі значною актуальністю проблеми, існує багата кількість публікацій за темою дослідження. Розглянуті роботи можна поділити за наступними напрямками. По-перше, експериментальні дослідження властивостей металів умовах імпульсного аналіз В навантаження, експериментальних даних і побудова емпіричних залежностей непружного процесів деформування. роботах визначено особливості В цих високошвидкісного деформування конструкцій із полікристалічних матеріалів, які не можуть бути описані в рамках теорій пружних або малих пластичних деформацій. По-друге, аналітичні та числові дослідження швидкісного деформування елементів конструкцій на основі фізично нелінійних пружнопластичних моделей. В цих роботах закладено основи та подальше розвинуто фізичні моделі, які враховують динамічні властивості матеріалів. По-третє, дослідження впливу температури під час пластичного деформування металів на основі експериментального вивчення мікро- та макроструктури матеріалів та математичного моделювання процесів термопружного та термопластичного деформування.

У розділі також проаналізовано значну кількість публікацій, що стосуються визначення напружено-деформованого стану при експлуатаційних навантаженнях ракетно-космічних конструкцій та їх елементів, зокрема обтічників, корпусів твердопаливних двигунів та головної частини тактичних ракет. Разом із цими питаннями для обтічників ракет розглядаються роботи, що присвячені аналізу нестаціонарних процесів внаслідок впливу надзвукової газової течії. В цих роботах наведено математичні моделі оболонкових конструкцій, визначено методи дослідження їх власних та вимушених коливань й динамічної стійкості, проводиться обґрунтування моделі надзвукового газового потоку.

Основні положення за зазначеними напрямками досліджень містяться в роботах таких провідних фахівців як Аврамов К.В., Баженов В.Г., Бейкер У., Біргер І.А., Болотин В.В., Брагов А.М., Бреславський Д.В., Вольмір А.С., Воробйов Ю.С., Гавриленко Г.Д., Галін М.П., Голоскоков Є.Г., Гольдепблат І.І., Гольдсміт В., Григолюк Є.І., Григоренко Я.М., Гудрамович В.С., Гузь О.М., Дзюба А.П., Добрушин Л.Г., Доннелл Л.Г., Єфанов В.В., Ільюшин О.А., Іонов В.Н., Канель Г.І. Кільчевський М.О., Коваленко А.Д., Кокс П., Колодяжний А.В., Копнов В.А., Кубенко В.Д., Кузін Є.Н., Кукуджанов В.Н.,

Курпа Л.В., Лепіхін П.П., Ломунов А.К., Луговий П.З., Малінін Н.Н., Мещеряков Ю.І., Можаровський Н.С., Моссаковський В.І., Мукоєд А.П., Новацький В., Огібалов П.М., Петушков В.Г., Писаренко Г.С., Рахматулін Х.А., Сєврюков В.І., Скосаренко Ю.В., Сметанкіна Н.В., Степанов Г.В., Угрімов С.В., А.П., Харченко В.В., Шевченко Ю.М., Філіппов Шульженко М.Г., Шупіков О.М., Янчевський І.В., Янютін Є.Г., Anderson T. L., Bathe K.J., Bejker U., Ben-Dor G., Cadoni E., Clifton R.J., Cook W.H., Cowper G., Dong An., Dowell E.H., Dursun T., Forquin P., Johnson K.G., Klepaczko J.R., Koks P., Krumharr H., Kruszka L., Meyers M.A., Miyamoto A., Nicolas T., Novacki W.K., Nowacki W.K., Owen D.R.J., Peirce D., Perzyna P., Symonds P., Tian Y, Walley S., Wilson E.L., Zukas J.A. та інших.

На основі аналізу літературних джерел обґрунтовано актуальність теми дисертаційної роботи та необхідність проведення досліджень, які здійснено у подальших розділах дисертації.

У другому розділі проводиться обґрунтування необхідності урахування температури та швидкості деформації при моделюванні високошвидкісного деформування елементів конструкцій з полікристалічних матеріалів. Показано, що для процесів, які характеризуються швидкістю деформації в діапазоні від 10^3 c^{-1} до 10^6 c^{-1} , спостерігаються: висока швидкість деформівного процесу, яка спричинена швидкою зміною навантаження у часі; нестаціонарний напруженодеформований стан, який швидко змінюється за часом; зміна фізикомеханічних властивостей матеріалу під час деформування; поява локалізованих зон з високою концентрацією напруження, що виникають у матеріалі конструкції за мілі- або навіть мікро-секунди та спричинюють локальне руйнування матеріалу. Визначені особливості не можуть бути описані в рамках теорій пружних або малих пластичних деформацій. Для розв'язання таких задач потрібно враховувати динамічні властивості матеріалів.

Розглядається вплив однократних імпульсів, оскільки при повторному навантаженні необхідно враховувати зміну властивостей матеріалу внаслідок попереднього імпульсного навантаження.

Найважливішою проблемою математичного моделювання зазначеного класу задач є урахування всіх фізичних факторів, що впливають на процес деформування. На цей час існує значна кількість моделей, які описують пластичне деформування матеріалів. Зазвичай, рівняння стану для кожної з них, суттєво відрізняються між собою, а емпіричні коефіцієнти визначені для обмеженої кількості матеріалів. Згідно з метою роботи, математична модель задачі повинна узагальнити існуючі моделі для одночасного урахування високошвидкісного й температурного впливів. Запропоновано тривимірну модель динамічного напружено-деформованого стану елементів конструкцій під впливом імпульсного навантаження.

На початку деформаційного процесу, незалежно від інтенсивності та локалізації зовнішнього механічного впливу, деформування відбувається у пружній зоні. При цьому висока температура зовнішнього середовища може спричинювати термонавантаження, які як початковий напруженодеформований стан впливають на подальший процес деформування. Тому для моделювання деформування конструкції під впливом динамічного тиску доцільно розглядати початково-крайову динамічну задачу термопружності. Рівняння руху в переміщеннях

$$(\lambda + \mu)\frac{\partial\Theta}{\partial x_i} + \mu\Delta U_i - 3\alpha K \frac{\partial T}{\partial x_i} + F_i = \rho \frac{\partial^2 U_i}{\partial t^2}, \qquad (1)$$

де $U(x_i,t)$ – вектор переміщень; $u = (x_i,t), v = (x_i,t), w = (x_i,t)$ – компоненти вектору переміщень; x_i – поточні координати; λ, μ – коефіцієнти Ламе; α – коефіцієнт теплового розширення; $K = \lambda + 2\mu/3$ – модуль об'ємного стиснення; Θ – відносне об'ємне розширення: $\Theta = divU$, для нестисливого матеріалу $\Theta = 0$; F_i – компоненти об'ємної сили, що віднесена до одиниці об'єму.

Зауважимо, що коефіцієнти Ламе в області пластичного деформування є змінними величинами, оскільки коефіцієнт Пуассона ν змінюється від 0,3 в пружній області деформування до 0,5 в області пластичного деформування. Нижче будуть наведені вирази коефіцієнтів Ламе через коефіцієнт Пуассона для кожної із зазначених зон.

Температура зовнішнього середовища враховується в початкових умовах, а вплив високошвидкісного механічного навантаження $P(x_i, t) - y$ граничних.

Початкові умови:

$$U(x_i,0) = 0,$$

 $\frac{\partial U(x_i,0)}{\partial t} = 0,$
 $T(x_i,0) = T_0.$
Праничні умови:
 $U(x_i,t)|_{\Gamma} = f_1(P(x_i,t)),$
 $\frac{\partial U(x_i,t)}{\partial x_i}|_{\Gamma} = f_2(P(x_i,t)),$

Сформульована у вигляді (1) – (3) задача термопружності дозволяє враховувати вплив температури на початковій стадії процесу деформування.

Компоненти тензора деформацій $\varepsilon_{ij}(t)$ визначаються за компонентами вектору переміщень $u_i(t)$ за широко відомими залежностями. За компонентами тензору деформацій визначаються еквівалентні (або ефективні) деформації

$$\varepsilon_{eq} = \frac{2}{3} \sqrt{\frac{3(e_{11}^2 + e_{22}^2 + e_{33}^2)}{2} + \frac{3(\gamma_{12}^2 + \gamma_{23}^2 + \gamma_{31}^2)}{4}}{4}}, \qquad (4)$$

$$e_{11} = +\frac{2}{3} \varepsilon_{11} - \frac{1}{3} \varepsilon_{22} - \frac{1}{3} \varepsilon_{33}, \quad e_{22} = -\frac{1}{3} \varepsilon_{11} + \frac{2}{3} \varepsilon_{22} - \frac{1}{3} \varepsilon_{33}, \quad e_{33} = -\frac{1}{3} \varepsilon_{11} - \frac{1}{3} \varepsilon_{22} + \frac{2}{3} \varepsilon_{33},$$

 $T(x_i,t)\Big|_{\Gamma} = T_0.$

(3)

де e_{11}, e_{22}, e_{33} – компоненти девіатору деформацій у прямокутній системі координат; $\gamma_{ij} = 2\varepsilon_{ij}, i \neq j$ – половинні компоненти тензору деформацій у прямокутній системі координат.

Зауважимо, що еквівалентні (або ефективні) деформації (4) дійсні як для пружного, так і для пластичного деформування матеріалу.

Багато досліджень пружно-пластичного деформування підтверджують той факт, що повна деформація є сумою її пружної та пластичної складових. В нашому випадку еквівалентну деформацію можна представити як суму еквівалентних її пружної $\varepsilon_{eq}^{e} = \varepsilon_{eq}^{eM} + \varepsilon_{eq}^{eT}$ та пластичної ε_{eq}^{pl} частин

$$\varepsilon_{eq} = \varepsilon_{eq}^{eM} + \varepsilon_{eq}^{eT} + \varepsilon_{eq}^{pl}, \qquad (5)$$

де ε_{eq}^{eM} – пружна частина повної деформації, що виникає внаслідок механічного навантаження; ε_{eq}^{eT} – пружна частина повної деформації, що виникає внаслідок температурного навантаження; ε_{eq}^{pl} – пластична частина повної деформації.

Відзначимо, що пластичне деформування відбувається без зміни об'єму матеріалу: $\varepsilon_0 \equiv \varepsilon_0^e = \frac{1}{3} \left(\varepsilon_{11}^e + \varepsilon_{22}^e + \varepsilon_{33}^e \right), \quad \varepsilon_0^{pl} = \frac{1}{3} \left(\varepsilon_{11}^{pl} + \varepsilon_{22}^{pl} + \varepsilon_{33}^{pl} \right) = 0.$ Під час пластичної течії у матеріалі конструкційного елементу під дією механічного імпульсного навантаження відбуваються руйнування кристалічних решіток і фазові перетворення. В експериментальних дослідженнях, що проведені В.М. Іоновим і П.М. Огібаловим, встановлено, що при тиску ударного стиснення в діапазоні 5...9 ГПа зміна густини сталі становить 3...5%. Оскільки у задачах, що розглядаються, діапазон ударного тиску на кілька порядків нижче,

то можна використовувати граничний перехід $\lim_{\rho \to \rho_0} \frac{\rho - \rho_0}{\rho_0} = 0$ і розглядати

густину матеріалу як сталу величину.

Швидкість деформації знаходимо за формулою

$$\frac{\partial \varepsilon_{eq}}{\partial t} = \frac{\sqrt{2}}{3} \sqrt{\left(\frac{\partial \varepsilon_{11}}{\partial t} - \frac{\partial \varepsilon_{22}}{\partial t}\right)^2 + \left(\frac{\partial \varepsilon_{22}}{\partial t} - \frac{\partial \varepsilon_{33}}{\partial t}\right)^2 + \left(\frac{\partial \varepsilon_{33}}{\partial t} - \frac{\partial \varepsilon_{11}}{\partial t}\right)^2 + \frac{3}{2} \left(\frac{\partial \gamma_{12}^2}{\partial t} + \frac{\partial \gamma_{23}^2}{\partial t} + \frac{\partial \gamma_{31}^2}{\partial t}\right)}, \quad (6)$$

Подальше визначення еквівалентних напружень і компонент тензора напружень за відомими еквівалентними деформаціями (5), швидкістю деформацій (6) та компонентами тензора деформацій здійснюється за ієрархічною системою моделей, які відповідають фізичним процесам пружного, малого пластичного з можливістю розвантаження й пластичного деформування з можливостю руйнування конструкційного матеріалу.

Задля єдиного аналітичного опису термопружного та пружнопластичного (або термо-пружно-пластичного) напруженого стану конструкції використовуємо гіпотезу про існування єдиної кривої деформування, що встановлює однозначну залежність між еквівалентними деформаціями ε_{eq} та еквівалентними напруженнями σ_{eq} .

Проведений аналіз експериментальних досліджень високошвидкісного деформування металів та їх сплавів та існуючих рівнянь напруженодеформованого стану дозволив побудувати аналітичну емпіричну залежність $\sigma_{eq} = \sigma_{eq} \left(\varepsilon_{eq}, \frac{\partial \varepsilon_{eq}}{\partial t}, T \right)$. Загальний вигляд цієї залежності наступний:

$$\sigma_{eq} = E(T_0) \varepsilon_y^{st} \left[1 + \left(\frac{1}{D} \frac{\partial \varepsilon_{eq}}{\partial t} \right)^{\frac{1}{n}} \right] + \sigma_y^{st} \left[\frac{\varepsilon_{eq}}{\varepsilon_y^{st}} - \left[1 + \left(\frac{1}{D} \frac{\partial \varepsilon_{eq}}{\partial t} \right)^{\frac{1}{n}} \right] \right]^m \cdot \left(1 - \left(\frac{T - T_k}{T_p - T_k} \right)^r \right), \tag{7}$$

де $E(T_0)$ – модуль Юнга для температури матеріалу на початку процесу навантаження; ε_y^{st} - деформація, що відповідає статичній границі плинності; σ_y^{st} - статична границя плинності; T – поточна температура; T_k – температура, при якій проводилося визначення характеристик матеріалу; T_p –температура плавлення матеріалу; D, n – експериментальні параметри чутливості матеріалу до швидкості деформації; m – параметр чутливості матеріалу до деформаційного зміцнення; r – параметр чутливості матеріалу до температурного знеміцнення.

Рівняння (7) є модифікованою формою рівняння напруженодеформованого стану Пежини з додатковими температурними множниками у формі Джонсона-Кука. Перший доданок рівняння (7) є динамічною границею плинності

$$\sigma_{y}^{d} = \sigma_{y}^{st} \left[1 + \left(\frac{1}{D} \frac{\partial \varepsilon_{eq}}{\partial t} \right)^{\frac{1}{n}} \right], \tag{8}$$

де статична границя плинності матеріалу конструкції визначається з урахуванням температури: $\sigma_y^{st} = E(T_0) \varepsilon_y^{st}$.

Оскільки процес є адіабатичним, як було показано з огляду літератури, то поточна температура *T* визначається відповідно до залежності

$$T(\vec{r},t) = \frac{f\left(\varepsilon_{eq}, \frac{\partial \varepsilon_{eq}}{\partial t}\right)}{c\rho} \int_{0}^{\varepsilon_{f}} \sigma(\vec{r},t) d\varepsilon(\vec{r},t), \qquad (9)$$

де $f\left(\varepsilon_{eq}, \frac{\partial \varepsilon_{eq}}{\partial t}\right)$ – експериментальна функція, що визначає частину роботи

деформації, яка переходить у теплову енергію, $0 < f\left(\varepsilon_{eq}, \frac{\partial \varepsilon_{eq}}{\partial t}\right) < 1; c$ – питома

теплоємність матеріалу; ε_f — фактична деформація на заданий момент часу; \vec{r} — радіус-вектор точки конструкції, де відбувається пластична течія матеріалу.

Основною проблемою використання емпіричних рівнянь стану для розв'язання задач високошвидкісної динаміки є необхідність коштовних попередніх експериментальних досліджень зразків матеріалів, що суттєво збільшує час дослідження та його собівартість. Перевагою запропонованого рівняння (7) є відносно мала кількість констант, що визначаються експериментально, та широка база даних констант для полікристалічних матеріалів, визначених для моделей Купера-Саймондса, Джонсона-Кука та типу Пежини, які можуть бути адаптовані для даної моделі.

Моделювання динамічного напруженого стану відбувається на основі ієрархічної системи моделей, які відповідають фізичному стану матеріалу для кожної зони деформування. Для кожної моделі визначаються еквівалентні напруження за вже відомими еквівалентними деформаціями (4). Визначення зони деформування відбувається на основі динамічної границі плинності (8).

Для зони термопружного деформування пластичні деформації не виникають: $\varepsilon_{ij}^{p} = 0$. При цьому закон Гука застосовується як на стадії навантаження, так і на стадії розвантаження. Зауважимо, що розвантаження за законом Гука відбувається і для наступної зони малих пластичних деформацій. Компоненти тензора напружень σ_{ij} визначаються через компоненти тензора деформацій ε_{ij} з рівняння $\sigma_{ij} = E(T_0)\varepsilon_{ij}$, де модуль Юнга для початкової температури $E(T_0)$ визначається експериментально. Коефіцієнти Ламе визначаються за відомими залежностями: $\lambda = \frac{E(T_0)v}{(1+v)(1-2v)}$ та $\mu = \frac{E(T_0)}{2(1+v)}$.

Зона малих пластичних деформацій виникає одразу ж, як пружні еквівалентні напруження перевищать значення динамічної границі плинності $\sigma_{eq} \geq \sigma_y^d$ та триває доки $\varepsilon_{0,2} \geq \varepsilon_{eq} \geq \varepsilon_*$, де ε_* – експериментально визначена для кожного матеріалу константа. Для цієї зони приймається гіпотеза пропорційності компонент девіатору деформацій компонентам девіатору напружень, а рівняння Гєнкі узагальнюються як динамічний варіант теорії малих пластичних деформацій

$$\sigma_{ij} - \delta_{ij}\sigma_0 = \frac{2}{3} \frac{\sigma_{eq} \left(\varepsilon_{eq}, \partial \varepsilon_{eq} / \partial t, T \right)}{\varepsilon_{eq}} \left(\varepsilon_{ij} - \delta_{ij} \varepsilon_0 \right), \tag{10}$$

де δ_{ij} – символ Кронекера; $\sigma_0 = 3K\varepsilon_0 = K\Theta$ – середнє нормальне напруження.

Модуль об'ємного стиснення K і кожен з параметрів Ламе для зони малих пластичних деформацій визначаються з урахуванням зміни модулю зміцнення

$$E_{c} = \frac{\sigma_{eq}}{\varepsilon_{eq}} : \lambda = \frac{E_{c} v(E_{c})}{(1 + v(E_{c}))(1 - 2v(E_{c}))} \text{ ta } \mu = \frac{E_{c}}{2(1 + v(E_{c}))}$$

Для визначення компонент тензора напружень за компонентами тензора швидкості деформацій в зоні пластичної течії матеріалу для $\varepsilon_* \ge \varepsilon_{eq} > \varepsilon_{dstr}$

приймаються такі гіпотези: тіло, що деформується, є ізотропним; відносна зміна об'єму є пружною деформацією. В рівняннях Прандтля-Рейса приріст пружних деформацій вважаємо малим по відношенню до приросту пластичних деформацій. Емпіричну залежність (7) для еквівалентних деформацій перетворюємо в залежність для еквівалентних пластичних деформацій за методикою, що викладено в монографії Г.С. Писаренка і М.С. Можаровського «Рівняння і крайові задачі теорії пластичності і повзучості». Тоді маємо

$$\sigma_{ij} - \delta_{ij}\sigma_0 = \frac{2}{3} \frac{\sigma_{eq} \left(\varepsilon_{eq}, \partial \varepsilon_{eq} / \partial t, T\right)}{\partial \varepsilon_{eq} / \partial t} \partial \varepsilon_{ij} / \partial t.$$
(11)

Для цієї зони деформування потрібно враховувати адіабатичний розігрів, при якому поточна температура *T* визначається з (9). Перший коефіцієнт Ламе визначається з виразу, що наведено у монографії А. Д. Коваленка «Термопружність»

$$\lambda_s = \lambda + \frac{(3\lambda + 2\mu)^2 \alpha_T^2 T_0}{c_{\varepsilon}}.$$

Моделювання процесу локального руйнування матеріалу реалізується наступним чином. Коли еквівалентні деформації сягають свого граничного значення $\varepsilon_{eq} \ge \varepsilon_{dstr}$, матеріал конструкції вважається зруйнованим, а розрахунковий час вважається часом руйнування.

розділі представлено структурну схему числового розв'язання У напружено-деформованого сформульованої задачі визначення стану конструкцій та їх елементів під впливом імпульсного навантаження. Вибір методу інтегрування у просторі залежить від форми конструкції, що досліджується. На цей час основними методами числового інтегрування рівнянь по просторовим координатам В задачах аналізу напруженодеформованого стану конструкцій при високошвидкісному навантаженні є метод скінченних елементів та метод скінченних різниць. Кожен з них має свої переваги та недоліки, які й зумовлюють вибір методу для кожної конкретної задачі. Навіть для сучасної обчислювальної техніки розв'язання поставленої нелінійної задачі для елементів конструкцій зі складною геометричною формою в повній постановці практично неможливо. Застосування методу скінченних різниць для задач зі спрощеною геометрією дозволяє у повній мірі моделювати нелінійні фізичні властивості матеріалу. Для задач зі складною тривимірною геометрією доцільно застосування методу скінченних елементів, який реалізовано за явною схемою. Пластичний плин матеріалу може бути Купера-Саймондса, враховує вплив описано моделлю ЩО швилкості деформації, але не враховує адіабатичного розігріву, яка адаптується для використання констант рівняння напружено-деформованого стану (7).

Для тестового прикладу проведено аналіз достовірності результатів розрахунків за запропонованою узагальненою моделлю шляхом їх порівняння з даними експериментальних досліджень та результатами числових досліджень за методом скінченних елементів за моделлю Купера-Саймондса в програмній системі скінченно-елементного аналізу ANSYS / Explicit Dynamics. Вони

близькі як з експериментальними результатами, тек і з результатами розрахунків в ANSYS. Однак, для випадків, коли розрахункові еквівалентні напруження близькі до границі міцності матеріалу, результати розрахунків еквівалентних напружень за узагальненою моделлю відрізняються від отриманих в ANSYS результатів значно більше ніж на 5 %. При цьому значення еквівалентних деформацій залишаються близькими. Тому при розв'язанні практичних задач, що викладено в четвертому та сьомому розділах, локальним критерієм руйнування матеріалу було обрано максимальні пластичні деформації, а не максимальні еквівалентні напруження.

У третьому розділі представлено результати розв'язання практичних задач високошвидкісного деформування елементів конструкцій при імпульсному навантаженні, які ґрунтуються на застосуванні узагальненої моделі динамічного напружено-деформованого стану.

Визначалися динамічні напруження в частині корпусу газотурбінного двигуна, що виникають внаслідок ударно-імпульсного навантаження обірваним фрагментом лопатки. Аналіз проводився в два етапи. На першому етапі за методом скінченних елементів в ANSYS досліджувався вплив відірваної частини лопатки на корпусний елемент двигуна, визначалася зона локалізації напружень. Моделювався процес зіткнення 3 заданою швидкістю призматичного ударника з розмірами поверхні зіткнення 0,017 м × 0,003 м та довжиною 0,2 м зі сталі 15X1М1Ф зі стальною Ст 20 циліндричною оболонкою товщиною 0,016 м, діаметром 2,85 м і довжиною 0,12 м. Зауважмо, що значення статичної границі плинності матеріалу ударника значно перевищує цей параметр для матеріалу оболонки. Результати розрахунку максимальних еквівалентних напружень, що виникають на 0,8 мс від початку контактної взаємодії ударника з оболонкою, показали значну локалізацію. При площі S_P зони контакту ударника з оболонкою, розмір зони підвищених напружень S не перевищує $S \leq (5 \div 10) S_P$. На другому етапі розглядалася саме ця зона локалізації напружень в конструкції. Динамічні напруження в цій зоні визначалися за запропонованою узагальненою моделлю динамічного напружено-деформованого стану. Дослідження проводилися для частини циліндричної оболонки з лінійними розмірами $0 \le \xi \le 80$ мм та $0 \le \eta \le 120$ мм. функцією Навантаження моделювалися динамічного тиску

 $P(x, y, h, t) = P_{max}(x, y, h) \cdot e^{\overline{\theta}}$ у локальній зоні з координатами (ξ_1, η_1) , де 25 мм $\leq \xi_1 \leq 27$ мм, а 62 мм $\leq \eta_1 \leq 78$ мм. Максимальний тиск визначався з умов зіткнення ударника з оболонкою та приймався усереднено по всій поверхні контакту $P_{max} = 0,5$ МПа. Нульовий час для розрахунків приймався в момент зіткнення ударника з оболонкою. На рис. 1 наведено результати розрахунку максимальних еквівалентних напружень на поверхні навантаження. Аналіз даних підтверджує, що під час високошвидкісного деформування внаслідок локального навантаження напружено-деформований стан також локалізований в зоні ударного навантаження. При віддаленні від цієї зони еквівалентні напруження різко падають. Розрахункові дослідження показали, що при швидкості зіткнення ударника з оболонкою 317 м/с виникають пластичні деформації, також до пластичного деформування призводить і навантаження оболонки ударником зі зменшеними розмірами поверхні зіткнення до 0,012 м × 0,003 м.

Ще однією проблемою для газотурбінних двигунів є руйнування лопаток під час експлуатації внаслідок ударної взаємодії із сторонніми предметами на високій швидкості обертання. За аналогічною методикою проведено аналіз напружено-деформованого стану лопаток з титанового сплаву в зонах ударноімпульсного навантаження. Результати числових досліджень також свідчать про локалізацію динамічних напружень в зоні ударно-імпульсного навантаження (рис. 2).



Рис. 1. Максимальні еквівалентні напруження на поверхні навантаження частини корпусу газотурбінного двигуна при локальному ударно-імпульсному навантаженні



Рис. 2. Динаміка еквівалентних напружень в зоні локального ударноімпульсного навантаження частини лопатки з титанового сплаву

Моделювання високошвидкісного конструкцій навантаження газодинамічною ударною хвилею, як правило, пов'язане з оцінкою міцності обладнання та промислових споруд внаслідок природних чи техногенних катастроф. Проведено аналіз даних експериментальних досліджень впливу газодинамічної ударної хвилі на типові елементи промислових споруд, що отримані на ТОВ Науковий центр вивчення ризиків «РИЗИКОН». На основі емпіричні проведеного аналізу розроблено моделі максимального надлишкового тиску на задану поверхню типового елементу споруди. На основі розроблених моделей навантаження та запропонованого рівняння напруженодеформованого стану визначені уточнені динамічні напруження типових Достовірність елементів будівельних споруд. запропонованої методики перевірялась на тестових прикладах, що розглянуті у монографії У. Бейкера та П. Кокса «Вибухові явища. Оцінка та їх наслідки».

Визначалися динамічні напруження шарнірно закріпленої плити з лінійними розмірами в плані 4 м × 10 м та товщиною 0,12 м з поздовжніми та

поперечними ребрами 0,06 м × 0,06 м, які розташовані через кожні 0,5 м. Властивості матеріалу характеризуються наступними параметрами: границя плинності дорівнює 245 МПа, границя міцності дорівнює 387 МПа, коефіцієнт експоненціального зниження тиску в часі дорівнює 10⁻⁵ с. Максимальне значення надлишкового тиску при ударно-хвильовому навантаженні дорівнює 40,53 кПа, що діє вздовж прямої y = 0,82 м. Результати досліджень еквівалентних напружень вздовж прямої y = 0,82 м в моменти часу 0,9 мс та 1 мс з початку дії максимального навантаження представлені на рис. 3.



Рис. 3. Зростання еквівалентних напружень з часом

Аналіз результатів показує, що вздовж прямої y = 0.82 м, яка містить точку максимального тиску на конструкцію, до 0,8 мс процес деформування відбувається в пружній стадії. Але вже на 0,9 мс з'являється зона пластичного деформування, яка характеризується еквівалентними напруженнями, що перевищують границю плинності 245 МПа. З 0,9 мс до 1 мс еквівалентні напруження ще зростають і перевищують границю міцності 387 МПа. Тому можна прогнозувати руйнування плити в її центральній частині в зоні більш ніж один метр в ширину (рис. 3).

За аналогічною методикою проведено аналіз даних експериментальних досліджень впливу гідродинамічної ударної хвилі на плоскі елементи оснастки. Досліджено динамічні напруження в плоских елементах оснастки для гідровибухової штамповки деталей. За результатами цих досліджень надано практичні рекомендації по аналізу динамічної міцності для підвищення надійності і довговічності оснащення для обробки матеріалів тиском для ВАТ НВП «ОСНАСТКА» та для ДП «Харківський науково-дослідний інститут технології машинобудування».

У четвертому розділі на основі запропонованого у другому розділі методу числового аналізу напружено-деформованого стану елементів конструкцій при імпульсному навантаженні за адаптованою моделлю Купера-Саймондса в програмній системі ANSYS / Explicit Dynamics представлено результати дослідження процесу розділення обтічників ракет при спрацюванні подовженого кумулятивного заряду. Моделювання процесу розділення обтічників проведено для усіченої конічної оболонки, але розроблена методика може бути застосована і для більш складної геометрії головного обтічника ракети. Характер локального навантаження тонкої конструкції не дозволяє спростити задачу шляхом застосування теорії оболонок, тому задача розв'язується в тривимірній постановці за методом скінченних елементів. Для визначення імпульсного тиску при локальному навантаженні обтічника кумулятивним струменем розглядається конструкція детонуючого пристрою з кумулятивним зарядом. Запропоновано математичний вираз для імпульсного тиску, що виникає при спрацюванні детонуючого пристрою.

Аналіз розподілу пластичних деформацій по товщині усіченої конічної оболонки в перші мікросекунди з моменту детонації подовженого шнура, що спричинює максимальний тиск 1,77 ГПа, підтверджує несиметричний характер динамічного напружено-деформованого стану відносно серединної поверхні. На рис. 4 подано результати розрахунків пластичних деформацій в моменти часу 1 мкс, 2 мкс, 10 мкс та 11 мкс. Вже в перші мікросекунди імпульсного впливу матеріал конструкції зазнає пластичного плину на поверхні навантаження. На першій мікросекунді максимальні пластичні деформації дорівнюють 1,5·10⁻³, а на другій мікросекунді вони збільшуються майже в п'ять разів до 7,3.10-3. На десятій мікросекунді максимальні пластичні деформації спостерігаються на зовнішній поверхні оболонки, вони більш ніж в сто разів перевищують максимальне значення на першій мікросекунді та дорівнюють 0.16. Вже наступної мікросекунди в окремих скінченних елементах на зовнішній поверхні оболонки в зоні імпульсного навантаження пластичні деформації перевищують граничне значення. Таким чином отримано, що пластичні деформації, які руйнують конструкцію, локалізовані у зоні навантаження та нерівномірно розподіляються за часом по товщині оболонки.

Розділення конструкції навпіл відбувається вздовж навантажених твірних. В момент часу 14 мкс спостерігається пластичне деформування вздовж всієї навантаженої твірної. Величина пластичних деформацій на зовнішній поверхні сягає значення 0,177 у верхній частині конічної оболонки. К нижній частині величина пластичних деформацій зменшується до 0,12. При цьому ненавантажена частина конструкції не зазнає пластичних деформацій. Спостерігається локалізація процесу пластичного деформування. На 27 мкс деформації навантажених твірних пластичні вздовж сягають свого максимального значення 0,24, і конструкція розділюється на дві частини вздовж навантажених твірних на протилежних сторонах обтічника (рис. 5).

Проводилося порівняння зростання пластичних деформацій в центральній точці твірної в зоні навантаження обтічника подовженим кумулятивним зарядом для моделі Купера-Саймондса та динамічної білінійної моделі. Приймалося, що максимальний тиск дорівнює 1,77 ГПа. Результати розрахунку подано на рис. 6. Суцільна лінія отримана за моделлю Купера-Саймондса, а пунктирна лінія отримана за динамічною білінійною моделлю. За результатами розрахунку отримано, що пластичні деформації, розраховані обома моделями, сягають свого граничного значення одночасно за на 22 мкс. Хоча на всьому інтервалі дослідження значення пластичних за динамічною білінійною деформацій, отриманих моделлю. декілька перевищують розрахункові значення, що отримані за моделлю Купера-Саймондса.







Рис. 4. Пластичні деформації в Рис. 5. Пластичні деформації вздовж центральному поперечному навантажених твірних в момент часу 27 мкс перерізі

Розроблена методика дозволяє досліджувати допустимі значення максимального тиску, які забезпечують розділення обтічника на дві частини за заданий час. Як приклад таких досліджень на рис. 7 подано зміну в часі еквівалентних напружень (пунктирна лінія) і пластичних деформацій (суцільна лінія) для імпульсного тиску з максимальним значенням 1,02 ГПа. Результати приведено для точки на внутрішній поверхні ширшого краю усіченого конусу в зоні навантаження обтічника подовженим кумулятивним зарядом. Саме в цьому місці конструкції розділення займає найбільший час. За результатами розрахунків видно, що в процесі деформування еквівалентні напруження значно перевищують статичну границю плинності 1,62·10⁸ Па конструкційного матеріалу.



Рис. 6. Пластичні деформації в центральній точці твірної в зоні навантаження при максимальному тиску 1,77 ГПа



Рис. 7. Зміна в часі еквівалентних напружень і пластичних деформацій в центральній точці твірної в зоні навантаження при максимальному тиску 1,02 ГПа

Результати числового моделювання відображають локалізацію процесу руйнування, вплив швидкості деформації на динамічні властивості матеріалу та нерівномірний розподіл пластичних деформацій по товщині тонкої конструкції. Числове моделювання за розробленою методикою дозволяє отримувати діапазон безпечного для корисного вантажу імпульсного тиску, який спричинює розділення обтічника навпіл. Результати числового моделювання якісно співпадають з експериментальними дослідженнями, що проводилися в ДП «КБ «Південне» ім. М. К. Янгеля».

У п'ятому розділі продовжено дослідження працездатності конструкції обтічника при експлуатаційних навантаженнях, а саме: проводяться дослідження динамічної нестійкості обтічника в надзвуковому газовому потоці. Це пов'язано з тим, що в польоті при взаємодії деяких обтічників з газовим потоком можуть виникнути інтенсивні автоколивання, які в окремих випадках призводять до руйнування.

Розглядаються типові обтічники ракет. Конструкції обтічників моделюються тонкими оболонками обертання параболічної або конічної форми, що підкріплені шпангоутами. Досліджуються їх аеропружні коливання в надзвуковому газовому потоці. Математичні моделі коливань обтічників різної геометричної форми ґрунтуються на гіпотезах Кіргофа-Лява. Напруження за деформаціями визначаються за законом Гука. Для отримання рівнянь руху оболонок обертання застосовується метод заданих форм. Власні форми вільних коливань отримано за методом Релея-Рітца. Динамічний тиск на обтічник від впливу надзвукового газового потоку визначається за поршневою теорією з урахуванням поправки Крумхара

$$p = -p_1 \left(\frac{\partial w}{\partial \theta} + p_2 \frac{\partial w}{\partial t} - p_3 w \right),$$
(12)
$$p_1 = \frac{\rho_f V_f^2}{\beta} = q; \quad p_2 = \frac{M^2 - 2}{V_f \beta^2}; \quad p_3 = \frac{1}{2r\beta},$$

де q – модифікований динамічний тиск; V_f – швидкість потоку газу; M – число Маха; $\beta = \sqrt{M^2 - 1}$; r – змінний радіус перетину оболонки.

Внаслідок взаємодії надзвукового газового потоку з обтічником спостерігається обмін енергією між конструкцією і газовим потоком. Цей енергообмін спричинює динамічну нестійкість конструкції. Виникнення динамічної нестійкості відповідає втраті стійкості тривіального стану тривіального стану рівноваги Якщо рівноваги. стійкість втрачається, спостерігається біфуркація Хопфа. Значення чисел Маха в точках біфуркацій Хопфа є критичними числами Маха, а значення частот граничних циклів є критичними частотами автоколивань. Розглядається діапазоні чисел Маха від 1,01 до 4. Досліджуються частоти початку автоколивань та форми втрати динамічної стійкості, що спостерігаються при зародженні автоколивань.

Досліджено обтічники ракет-носіїв у формі, яка моделюється параболічною оболонкою обертання (рис. 8).

Положення точки на нейтральній поверхні оболонки визначається двома криволінійними координатами θ та ϕ , координатні лінії яких є взаємно перпендикулярними: θ – вздовж твірної оболонки; ϕ – кут, який відкладається за проекцією перетину оболонки на площину, яка є ортогональною до вісі її симетрії. Положення точки на оболонці визначається трьома координатами: θ , ϕ та \tilde{z} , де $\tilde{z} \in \left[-\frac{h}{2}; \frac{h}{2}\right]$ – координата, яка відміряється в напрямі нормалі до поверхні, h – товщина оболонки.

Потенціальна енергія оболонки подається у наступному вигляді:

$$\begin{split} \Pi &= \frac{Eh}{2(1-v^2)} \int_{0}^{2\pi} \int_{\theta_1}^{\theta_2} \left[\left(E_1 + E_2 \right)^2 - 2(1-v) \left(E_1 E_2 - \frac{1}{4} \Omega_1^2 \right) \right] R_0^2 \frac{\sin\theta}{\cos^4\theta} d\theta d\varphi + \\ &+ \frac{Eh^3}{24(1-v^2)} \int_{0}^{2\pi} \int_{\theta_1}^{\theta_2} \left[\left\{ (K_1 + K_2)^2 - 2(1-v) \left(K_1 K_2 - \Omega_2^2 \right) \right\} R_0^2 \frac{\sin\theta}{\cos^4\theta} + \\ &\quad (13) \\ &+ 2 \left\{ (E_1 K_1 + E_2 K_2) + v \left(E_1 K_2 + E_2 K_1 \right) + (1-v) \Omega_1^2 \Omega_2^2 \right\} R_0 \frac{\sin\theta(1+\cos^2\theta)}{\cos^3\theta} \right] d\theta d\varphi. \\ &\text{de } E_1 = \frac{1}{R_0} \left(\frac{\partial u}{\partial \theta} + w \right) \cos^3\theta; \ K_1 = \frac{1}{R_0^2} \left[\left(\frac{\partial u}{\partial \theta} + \frac{\partial^2 w}{\partial \theta^2} \right) \cos^6\theta - \left(\frac{\partial w}{\partial \theta} + 3u \right) \cos^5\theta \sin\theta \right]; \\ &E_2 = \frac{1}{R_0} \left(\frac{\partial v}{\partial \varphi} + u \cdot \cos\theta + w \cdot \sin\theta \right) ctg\theta; \\ &K_2 = \frac{1}{R_0^2^2} \left[\frac{\partial v}{\partial \varphi} ctg\theta \cos\theta - \frac{\partial^2 w}{\partial \varphi^2} ctg^2\theta + \left(\frac{\partial w}{\partial \theta} - u \right) ctg\theta \cos^4\theta \right]; \\ &\Omega_1 = \frac{1}{R_0} \left(\frac{\partial v}{\partial \theta} \cdot \cos^3\theta - v \cdot \cos^2\theta \sin\theta + w \cdot \frac{\cos^4\theta}{\sin\theta} + \frac{\partial u}{\partial \varphi} ctg\theta \right); \end{aligned}$$

$$\Omega_2 = \frac{1}{R_0^2} \left[\frac{\partial w}{\partial \varphi} \frac{\cos^3 \theta}{\sin \theta} - \frac{\cos^4 \theta}{\sin \theta} \left(\frac{\partial^2 w}{\partial \theta \partial \varphi} - \frac{\partial u}{\partial \varphi} - \frac{\partial v}{\partial \theta} + v \right) \frac{\cos^4 \theta}{\sin \theta} \right]$$

Приймаємо, що на координатній лінії $\theta = \theta_1$ виконуються граничні умови вільного краю, а на координатній лінії $\theta = \theta_2$ оболонка жорстко закріплена.

Вираз для віртуальної роботи має вигляд

$$\frac{\sqrt{M^{2}-1}}{V_{f}R_{0}\rho_{f}}\delta A = -\int_{0}^{2\pi}\int_{\theta_{1}}^{\theta_{2}} \left[\left(R_{0}V_{f}\frac{\partial w}{\partial \theta} + \frac{R_{0}\left(M^{2}-2\right)}{\left(M^{2}-1\right)}\frac{\partial w}{\partial t} \right) \frac{\sin\theta}{\cos^{4}\theta} - \frac{V_{f}}{2\sqrt{M^{2}-1}}\frac{w}{\cos^{3}\theta} \right] \delta w d\theta d\varphi.$$

$$(14)$$

Для виведення рівнянь руху параболічної оболонки переміщення $u(\theta, \varphi, t), v(\theta, \varphi, t), w(\theta, \varphi, t)$ розкладемо в ряд по формах власних коливань. Для наближеного визначення власних частот коливань обрано власні форми коливань в площинах, що дотичні до параболічної оболонки, у вигляді $\psi_i^{(u)}(\theta) = \psi_i^{(v)}(\theta) = \cos \frac{(2i-1)\pi\theta}{2\theta_2}$, а в нормальних напрямках до параболічної оболонки обрано власні форми згинних коливань консольного стрижня у вигляді

$$\psi_i^{(w)}(\theta) = \frac{1}{2} \left[\cosh(\eta) - \cos(\eta) \right] - \frac{\sinh(k_i s) - \sin(k_i s)}{2 \left(\cosh(k_i s) - \cos(k_i s) \right)} \left[\sinh(\eta) - \sin(\eta) \right]$$

де $\eta = k_i \frac{\theta_2 - \theta}{\theta_2}; k_i$ – відомий коефіцієнт.

Дослідимо форму оболонки, яка спостерігається при зародженні автоколивань. Метод розрахунку цієї форми наступний.

Динамічна система диференціальних рівнянь, що описує рух параболічної оболонки в надзвуковому газовому потоці, має вигляд

$$\begin{bmatrix} C \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{q}^{(u)} \\ \ddot{q}^{(v)} \\ \ddot{q}^{(w)} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} K_{11} & K_{12} & K_{13} \\ K_{21} & K_{22} & K_{23} \\ K_{31} & K_{32} & K_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q^{(u)} \\ q^{(v)} \\ q^{(w)} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ K^{(w)}q^{(w)} + C^{(w)}\dot{q}^{(w)} \end{bmatrix} = 0 ,$$

де *С*, *К*-матриці мас та жорсткості, відповідно; $K^{(w)}$ - матриця аеродинамічної жорсткості; $C^{(w)}$ – матриця аеродинамічного демпфірування; $q = [q^{(u)}, q^{(v)}, q^{(w)}] = [q_1, ..., q_{N_G}]$, – узагальнені координати; $N_G = N_u + N_v + N_w$. Перепишемо її відносно фазових координат $y = (q_1^{(w)}, ..., q_{N_w}^{(w)}, \dot{q}_1^{(w)}, ..., \dot{q}_{N_w}^{(w)})$

у векторному вигляді $\dot{y} = Gy$. Розв'язок системи подаємо в наступному вигляді: $y = A_l \exp(\lambda_l t)$, де A_l – вектор з $2N_w$ елементів; λ_l – характеристичний показник, l = 1, 2, ...

Характеристичні показники λ_l визначаються з проблеми власних значень $[G - E\lambda_l]A_l = 0$. Динамічна стійкість тривіального стану рівноваги визначається по величинах λ_l . Розглянемо випадок, коли всі характеристичні показники комплексно-зв'язані

$$\lambda_{2j-1} = \alpha_j + i\Omega_j, \quad \lambda_{2j} = \alpha_j - i\Omega_j,$$

де $j = 1, ..., N_w$; i - уявна одиниця.

Власні вектори, що відповідають цим власним значенням, подаємо наступним чином:

$$A_{2j-1} = \gamma_j + i\delta_j, \quad A_{2j} = \gamma_j - i\delta_j.$$

В області стійкості тривіального стану рівноваги виконується наступна нерівність: $\alpha_j < 0$; $j=1,...,N_w$. У точці втрати стійкості (біфуркація Хопфа) $\alpha_1=0$, а на початку області розвитку нестійкості – $\alpha_1 > 0$.

Розглянемо розв'язання динамічної системи при біфуркації Хопфа. Його подаємо в наступному вигляді:

$$y = \sum_{j=1}^{N_{w}} \left\{ C_{j} \left(\gamma_{j} + i \delta_{j} \right) exp \left[\left(\alpha_{j} + i \Omega_{j} \right) t \right] + D_{j} \left(\gamma_{j} - i \delta_{j} \right) exp \left[\left(\alpha_{j} - i \Omega_{j} \right) t \right] \right\}, \quad (15)$$

де С_j, D_j –константи інтегрування.

Оскільки всі дійсні частини власних значень, окрім одного, є від'ємними, то з часом складові розв'язку (15) з від'ємними дійсними частинами власних значень наближаються до нуля. Таким чином в розв'язку (15) залишається лише частина, яка має нульову дійсну частину характеристичного показника. Такий розв'язок можна записати у вигляді

$$y = (C_*\gamma_1 + D_*\delta_1)cos(\Omega_1 t) + (D_*\gamma_1 - C_*\delta_1)sin(\Omega_1 t),$$
(16)

де С_{*}, D_{*} – константи інтегрування, визначені з початкових умов.

Надалі розглянемо такий вид рухів, який характеризується наступними значеннями констант інтегрування: $C_* = D_* = 1$.

Елементи векторів γ_1 і δ_1 визначимо як $\gamma_1 = \left(\gamma_1^{(1)}, \dots, \gamma_1^{(2N_w)}\right)$ та $\delta_1 = \left(\delta_1^{(1)}, \dots, \delta_1^{(2N_w)}\right)$. Тоді узагальнені координати системи (16) мають вигляд $q_j^{(w)} = \sqrt{2\left(\gamma_1^{(j)2} + \delta_1^{(j)2}\right)} \sin\left(\Omega_1 t + \varphi_j\right),$ (17)

де $tg\phi_j = \frac{\gamma_1^{(j)} + \delta_1^{(j)}}{\gamma_1^{(j)} - \delta_1^{(j)}}.$

З рівнянь (17) отримуємо вираз для поперечних коливань параболічної оболонки

$$w(\theta, \varphi, t) = \sum_{j=1}^{N_w} \sqrt{2\left(\gamma_1^{(j)2} + \delta_1^{(j)2}\right)} W_j(\theta, \varphi) sin\left(\Omega_1 t + \varphi_j\right).$$
(18)

Просторова форма втрати стійкості в точці біфуркації Хопфа має вид

(18), вона визначається з числових досліджень. Підкреслимо, що частота коливань оболонки на початку автоколивань Ω_1 є комплексною частиною характеристичного показника λ_i , дійсна частина якого дорівнює нулю.

Проводилися дослідження аеропружних коливань параболічних оболонок з різними висотами: $H_1 = 2 \text{ м}, H_2 = 3 \text{ м}, H_3 = 4 \text{ м},$ та однаковим радіусом основи r = 2 м. Товщини оболонок h приймалися однаковими і рівними 5 мм. Всі розрахунки проводилися для матеріалу з такими характеристиками: $E = 71 \text{ ГПа}, \rho = 2640 \text{ кг/м}^3, \nu = 0,3$. Усереднена густина газового потоку дорівнювала $\rho_f = 1,0 \text{ кг/м}^3$. Визначено, що для всіх розглянутих параболічних оболонок втрата стійкості $\alpha_1 = 0$, що відповідає біфуркації Хопфа, спостерігається при числі Маха M = 1.4142, а динамічна нестабільність спостерігається в діапазоні чисел Маха $1 < M \le 1.4142$.



Рис. 8. Ескіз параболічної оболонки



Рис. 9. Форма втрати динамічної стійкості параболічної оболонки з радіусом основи 2 м і висотою 4 м

Лослілжувалися форми втрати динамічної стійкості на початку автоколивань оболонок різної висоти. Як приклад, на рис 9 показана форма оболонкової конструкції з висотою 4 м. Для всіх розглянутих конструкцій інтенсивні автоколивання спостерігаються в нижніх частинах. В області кріплення обтічника ДО основної частини ракети спостерігається хвилеутворення поперечних автоколивань в окружному напрямку з великим числом вузлів, а вгорі параболоїда вузлів коливань в окружному напрямку немає. Характерною особливістю всіх форм є той факт, що інтенсивність коливань вершини параболоїда значно менша, ніж інтенсивність коливань її нижньої частини.

Аналогічне моделювання було проведено і для конічної оболонки з різною кількістю шпангоутів (рис. 10). Досліджувалися конічні оболонки з висотою H=5,24 м, радіусом R=1,95 м й товщиною h=2 мм. Розглядалися

чотири варіанти конструкції: перша є конічною оболонкою без шпангоутів; друга, третя й четверта конструкції містять три, п'ять й сім шпангоутів, відповідно. Площа поперечних перерізів шпангоутів $F_j=570 \text{ мм}^2$. Відстані між шпангоутами обирались рівними між собою й краями оболонки, їх значення: $d_3 = 1,398 \text{ м}$ для оболонки з трьома шпангоутами, $d_5 = 0,932 \text{ м}$ для оболонки з п'ятьма шпангоутами і $d_7 = 0,699 \text{ м}$ для оболонки з сьома шпангоутами. Розрахунки проводилися для матеріалу конічної оболонки та матеріалу шпангоутів з такими характеристиками: $E=72 \Gamma \Pi a$, $\rho=2770 \text{ кг/m}^3$, $\nu=0,3$.



Рис. 10. Серединна поверхня конічної оболонки зі шпангоутами

З числових досліджень отримано, що наявність шпангоутів у обтічників істотно змінює вигляд першої власної форми коливань (рис. 11).



Рис. 11. Перша власна форма коливань (вид зверху): а – обтічник без шпангоутів; б – обтічник з сімома шпангоутами

Для критичних частот кожної з чотирьох конструкцій досліджено форму втрати динамічної стійкості. Отримано, що автоколивання відбуваються вздовж всієї конструкції. В області кріплення обтічника до наступної частини корпусу ракети у випадку сімох шпангоутів хвилеутворення поперечних автоколивань в окружному напрямку менше, ніж у випадку трьох шпангоутів. А у верхній частині конструкції наявність додаткових шпангоутів майже не впливає на процес хвилеутворення.

Достовірність результатів числового моделювання на основі теорії тонких оболонок та отримані власні частоти коливань параболічних оболонок перевірялися шляхом їх порівняння з результатами числового аналізу, отриманими для тривимірних моделей методом скінченних елементів в програмному комплексі ANSYS.

Аналіз динамічної нестійкості обтічників ракет під дією надзвукового газового потоку дозволяє виконати заходи, щоби уникнути автоколивань та зменшити зовнішній вплив на корисний вантаж.

Шостий розділ присвячено розробці математичних моделей нестаціонарного деформування типової конструкції корпусу твердопаливного двигуна з композитних матеріалів з ортотропними чи функціональноградуйованими характеристиками в робочих режимах навантаження при старті ракети. Корпус двигуна являє собою конструкцію з великою площею відносно об'єму матеріалу, тому моделюється оболонковою конструкцією. Оболонкова модель композитного корпусу з ортотропними характеристиками ґрунтується на застосуванні теорії типу Тимошенка-Рейсснера, а з функціональноградуйованими характеристиками – теорії Редді високого порядку.

Геометричну модель конструкції подано на рис. 12. Товщина корпусу значно менше за його лінійні розміри, тому він моделюється складеною оболонкою обертання з твірною $S = S_I \cup S_{II} \cup S_{III}$. Твірна складається з трьох частин: двох дуг кіл по краях і центральної прямої лінії. Таким чином, складена оболонка містить три частини: ліве днище І в формі усіченої півсферичної оболонки, центральну частину II у формі циліндричної оболонки і праве днище III в формі усіченої півсферичної оболонки.



Рис. 12. Геометрична модель конструкції

Ліве днище має форму усіченої півсферичної оболонки з радіусом R та твірною **S**_I довжиною $R \cdot \theta_1$. На рис. 12 ця ділянка твірної міститься поміж точками A і B. Компоненти вектору переміщень для точок лівого днища позначимо (u_I, v_I, w_I) . Напрямок компоненти w_I співпадає з напрямком

зовнішньої нормалі до поверхні оболонки, а компоненти u_{I} і v_{I} мають напрямки вздовж координатних ліній (θ_{I}, φ_{I}) лівої усіченої півсферичної оболонки, відповідно. Центральна частина конструкції має форму циліндричної оболонки довжиною L і радіусу R. Її твірна S_{II} міститься між точками B і C на рис. 12. Компоненти вектору переміщень циліндричної частини позначимо (u_{II}, v_{II}, w_{II}) . Напрямок компоненти w_{II} співпадає з напрямком зовнішньої нормалі циліндричної оболонки, а компоненти u_{II} і v_{II} мають напрямок вдовж координатних ліній (x, φ) , відповідно. Вздовж окружної координати в точці В, що відповідає x = 0 для центральної оболонки та $\theta_I = \pi/2$ для лівої кришки, з'єднання частин конструкції. Тут виконуються VМОВИ відбувається нерозривного з'єднання. Позитивні напрямки для окружних координат φ_I та φ співпадають. Праве днище має форму усіченої півсферичної оболонки з радіусом R і твірною S_{III} довжиною $R \cdot \theta_2$. На рис. 12 ця ділянка твірної знаходиться між точками С і D. Компоненти вектору переміщень для точок правого днища позначимо $(u_{III}, v_{III}, w_{III})$. Компонента w_{III} співнаправлена з зовнішньою нормаллю до поверхні оболонки, а компоненти u_{III} , та v_{III} спрямовані уздовж координатних ліній ($\theta_{III}, \varphi_{III}$) лівої усіченої напівсферичної оболонки, відповідно. Уздовж окружної координати в точці С, відповідної x = L для центральної оболонки та $\theta_{III} = \pi/2$ для правої кришки, відбувається з'єднання частин конструкції. Тут також виконуються умови нерозривного Позитивні напрямки для окружних з'єднання. координат φ i $\varphi_m \epsilon$ протилежними. На обох краях конструкція жорстко закріплена.

Для композитного матеріалу, який має ортотропні характеристики, в моделі динамічного деформування враховується зсув та інерція обертання, застосовується теорія типу Тимошенка-Рейсснера. Зв'язок між напруженнями і деформаціями виражається за законом Гука. Нестаціонарний напруженодеформований стан оболонки описується в компонентах вектору переміщень серединної поверхні оболонки та в кутах повороту нормалі до серединної поверхні. Компоненти вектору переміщень u_x, u_{φ}, u_z довільної точки циліндричної частини (x, φ, z), розташованої на відстані z від серединної поверхні, подаються у вигляді

$$u_{x}(x,\varphi,z,t) = \widetilde{u}_{x}(x,\varphi,t) + z \widetilde{\beta}_{x}(x,\varphi,t),$$

$$u_{\varphi}(x,\varphi,z,t) = \widetilde{u}_{\varphi}(x,\varphi,t) + z \widetilde{\beta}_{\varphi}(x,\varphi,t),$$

$$u_{z}(x,\varphi,z,t) = \widetilde{u}_{z}(x,\varphi,t),$$
(19)

де $\tilde{\beta}_x(x, \varphi, t)$, $\tilde{\beta}_{\varphi}(x, \varphi, t)$ – кути повороту нормалі до серединної поверхні. А компоненти вектору переміщень днищ $u_{\theta}, u_{\varphi}, u_z$ з урахуванням поперечного зсуву та інерції обертання подаються у вигляді

$$u_{\theta}(\theta, \phi, z, t) = \tilde{u}_{\theta}(\theta, \phi, t) + z\tilde{\beta}_{\theta}(\theta, \phi, t),$$

$$u_{\phi}(\theta, \phi, z, t) = \tilde{u}_{\phi}(\theta, \phi, t) + z\tilde{\beta}_{\phi}(\theta, \phi, t),$$

$$u_{z}(\theta, \phi, z, t) = \tilde{u}_{z}(\theta, \phi, t),$$
(20)

де $\tilde{\beta}_{\theta}(\theta, \phi, t)$, $\tilde{\beta}_{\phi}(\theta, \phi, t)$ – кути повороту нормалі до серединної поверхні.

Отримано з'єднану систему рівнянь руху композитного корпусу твердопаливного двигуна з граничними умовами, умовами нерозривного з'єднання та початковими умовами, що описує динаміку складеної сферичноциліндрично-сферичної оболонки. Її розв'язання проводиться аналітичночисловим методом. Динамічна система в часткових похідних приводиться до лінійної системи звичайних диференціальних рівнянь великої розмірності. Для цього компоненти векторів переміщень серединної поверхні і кутів повороту з (19) та (20) подаються у вигляді розкладу в ряди Фур'є по окружній координаті, а отримана система диференціальних рівнянь в часткових похідних щодо амплітуд гармонік розкладів розв'язується шляхом числового інтегрування за методом Ньюмарка.

Розроблено алгоритм числового дослідження та програмне забезпечення для аналізу нестаціонарного деформування конструкції. Виконано числові дослідження типової конструкції, геометричні параметри якої надані ДП «КБ «Південне» ім. М. К. Янгеля». Основною метою числового моделювання є розрахунок допустимих імпульсних навантажень, які не призведуть до втрати працездатності корпусу. Для цього досліджувалася динамічна міцність конструкції з параметрами: L=2,95 м, h=0,06 м, R=0,4 м, $H_1=0,3$ м, $H_2=0,25$ м. Імпульсне навантаження наростає по лінійному закону і досягає максимального значення за часовий інтервал $t^* = 5 \cdot 10^{-3}$ с. Навантаження залишається постійним до значення часу $t^{**}=30\cdot10^{-3}$ с. З моменту часу $t^{**}=30\cdot10^{-3}$ с розпочинається зниження тиску навантаження з коефіцієнтом затухання $\theta = 10^{-5}$ с. Як приклад, на рис. 13 та рис. 14 показано результати розрахунків для імпульсного тиску з максимальним значенням Р_{тах}=12 МПа. Аналіз результатів показує, що максимальні переміщення спостерігаються в середній частині циліндричної оболонки. Вони сягають свого максимуму за 10 мс. Максимальні переміщення складають 5 мм і протягом всього процесу навантаження зберігають свої значення.



U, MM 5 0 0 0.43 0.45 1.28 1.70 2.13 2.55 5, M Рис 14 Пет.

Рис. 13. Переміщення точок серединної поверхні вздовж твірної оболонкової конструкції на інтервалі часу 0 - 30 мс

Рис. 14. Переміщення точок серединної поверхні циліндричної частини конструкції на інтервалі часу 0 - 100 мс

Аналіз результатів моделювання динаміки складеної оболонки дозволив розширити модель для функціонально-градуйованих композитних матеріалів. При цьому класичні моделі теорії оболонок не дозволяють правильно описати зміну фізико-механічних властивостей матеріалу за товщиною оболонки. Тому було розроблено модель, що грунтується на застосуванні теорії Редді високого порядку.

Закон Гука для функціонально-градуйованого композитного матеріалу конструкції застосовувався у вигляді

$$\begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11}(z) & Q_{12}(z) \\ Q_{12}(z) & Q_{22}(z) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \end{bmatrix},$$

$$\sigma_{12} = G_{12}(z)\gamma_{12}, \quad \sigma_{13} = G_{13}(z)\gamma_{13},$$

$$\mu = Q_{11}(z) = \frac{E_{11}(z)}{1 - \mu_{12}(z)\mu_{21}(z)};$$

$$Q_{22}(z) = \frac{E_{22}(z)}{1 - \mu_{12}(z)\mu_{21}(z)};$$

$$Q_{12}(z) = \frac{\mu_{21}(z)E_{11}(z)}{1 - \mu_{12}(z)\mu_{21}(z)};$$

 E_{11}, E_{22} – модулі Юнга; G_{12}, G_{13} – модулі зсуву; μ_{12}, μ_{21} – коефіцієнти Пуассона; $\varepsilon_{11}, \varepsilon_{22}, \gamma_{12}, \gamma_{13}$ – елементи тензора деформацій; $\sigma_{11}, \sigma_{22}, \sigma_{12}, \sigma_{13}$ – елементи тензора напружень. Індекси 1 та 2 вказують на координати вздовж твірної оболонки та в окружному напрямку, відповідно. Індекс 3 вказує на координату вздовж зовнішньої нормалі до серединної поверхні оболонки.

Переміщення довільної точки циліндричної оболонки описується п'ятьма функціями: $u(x, \varphi, t)$, $v(x, \varphi, t)$, $w(x, \varphi, t)$ – трьома проекціями вектору переміщень на координатні осі (x, φ, z) , де $0 \le x \le L$, $0 \le \varphi < 2\pi$ и $-h/2 \le z \le h/2$; $\psi_x(x, \varphi, t)$ и $\psi_{\phi}(x, \varphi, t)$ – двома кутами повороту нормалі до серединної поверхні щодо осейх та φ .

Переміщення довільної точки оболонки, розташованої на відстані *z* від серединної поверхні, подаються у вигляді

$$u_{x}(x,\varphi,z,t) = u(x,\varphi,t) + z\psi_{x}(x,\varphi,t)_{+}$$

$$+z^{2}\Omega_{x}(x,\varphi,t) + z^{3}\gamma_{x}(x,\varphi,t),$$

$$u_{\phi}(x,\varphi,z,t) = \left(1 + \frac{z}{R}\right)v(x,\varphi,t) + z\psi_{\phi}(x,\varphi,t) +$$

$$+z^{2}\Omega_{\phi}(x,\varphi,t) + z^{3}\gamma_{\phi}(x,\varphi,t),$$

$$u_{z}(x,\varphi,t,z) = w(x,\varphi,t),$$
(21)

де R — радіус серединної поверхні циліндричної оболонки; Ω_x , γ_x , Ω_{ϕ} , γ_{ϕ} – невідомі функції, які знаходяться з рівнянь для деформацій зсуву $\varepsilon_{xz}|_{z=\pm\frac{h}{2}} = 0$, $\varepsilon_{\varphi z}|_{z=\pm h/2} = 0$.

Переміщення довільної точки усіченої сферичної оболонки описується п'ятьма функціями: $u(\theta, \varphi, t), v(\theta, \varphi, t), w(\theta, \varphi, t)$ – трьома проекціями вектору переміщень на координатні осі (θ, φ, z) , де $\theta^* \le \theta \le \pi/2$, $0 \le \varphi < 2\pi$ і

 $-h/2 \le z \le h/2; \psi_{\theta}(\theta, \varphi, t)$ і $\psi_{\phi}(\theta, \varphi, t)$ – двома кутами повороту нормалі до серединної поверхні відносно осей θ і φ .

Переміщення довільної точки оболонки, розташованої на відстані *z* від серединної поверхні, подаються у вигляді

$$\begin{aligned} u_{\theta}(\theta,\varphi,z,t) &= \left(1 + \frac{z}{R}\right) u(\theta,\varphi,t) + z\psi_{\theta}(\theta,\varphi,t) + \\ &+ z^{2}\Omega_{\theta}(\theta,\varphi,t) + z^{3}\gamma_{\theta}(\theta,\varphi,t), \\ u_{\phi}(\theta,\varphi,z,t) &= \left(1 + \frac{z}{R}\right) v(\theta,\varphi,t) + z\psi_{\phi}(\theta,\varphi,t) + \\ &+ z^{2}\Omega_{\phi}(\theta,\varphi,t) + z^{3}\gamma_{\phi}(\theta,\varphi,t), \\ u_{z}(\theta,\varphi,z,t) &= w(\theta,\varphi,t), \end{aligned}$$
(22)

де R — радіус серединної поверхні сферичної оболонки; Ω_{θ} , γ_{θ} , Ω_{ϕ} , γ_{ϕ} — невідомі функції, які знаходяться з рівнянь для деформацій зсуву

$$\varepsilon_{\theta z}\big|_{z=\pm \frac{h}{2}} = 0, \quad \varepsilon_{\varphi z}\big|_{z=\pm h/2} = 0.$$

Для корпусу з функціонально-градуйованого композитного матеріалу для отримання рівнянь руху складеної оболонки використано метод заданих форм, а для отримання власних форм і частот коливань використано метод Релея-Рітца. Застосовуються безвузлові по окружній координаті форми вільних складеної оболонки. Досліджено деформування оболонкових коливань функціональноконструкцій, виготовлених п'яти основних типів 3 градуйованих композитних матеріалів.

Для оцінки достовірності розробленої математичної моделі та результатів числових досліджень нестаціонарного деформування складеної сферичноциліндрично-сферичної оболонки з композитного матеріалу під дією внутрішнього імпульсного навантаження, конструкція досліджувалася методом скінченних елементів як тривимірна модель в програмному комплексі ANSYS.

У сьомому розділі подано матеріали дослідження високошвидкісного деформування й руйнування кріпильних елементів спеціальної ракетної конструктивно-компоновочна схема якої надана конструкції. ДΠ «КБ «Південне» ім. М. К. Янгеля». Високошвидкісне деформування конструкції відбувається внаслідок впливу заданого імпульсного навантаження, що задається газодинамічним тиском. Проводиться числове моделювання деформування й руйнування окремих кріпильних елементів на основі запропонованого у другому розділі методу аналізу напружено-деформованого стану елементів конструкцій при імпульсному навантаженні за адаптованою моделлю Купера-Саймондса в програмній системі ANSYS / Explicit Dynamics. Розрахунки високошвидкісного деформування й руйнування окремих кріпильних елементів конструкції проводяться з урахуванням початкового напружено-деформованого стану, ЩО з'являється внаслідок збирання конструкції, та додаткового навантаження внаслідок руху відокремлюваних елементів конструкції під впливом газодинамічної ударної хвилі. Для даного дослідження геометричні моделі окремих кріпильних елементів і сумарні навантаження на елементи кріплення були отримані як вхідні данні.

На стадії проектної розробки визначається конфігурація зовнішнього

кріплення, яка забезпечить своєчасне руйнування й розліт відокремлюваних елементів. Для розрахункових досліджень задовільною конфігурацією вважалася така, що руйнується у місці проточки центральної шпильки менше ніж за 2 мс.

Проведені розрахунки показали, що для наданої конструкції стяжки кріпильної стрічки з номінальним діаметром максимальні напруження та пластичні деформації виникають не у місці проточки центральної шпильки. Досліджено процес руйнування кріпильної стрічки номінального діаметру. Аналіз результатів розрахунку напружено-деформованого і граничного стану стяжки кріпильної стрічки номінального діаметру показав, що руйнування відбувається в момент часу 2,12 мс (рис. 15). Такий результат не є задовільним.



Рис. 15. Характер руйнування стяжки кріпильної стрічки з центральною шпилькою номінального діаметру в момент часу 2,12 мс

Щоб забезпечити своєчасне руйнування конструкції в центральній шпильці проводилося числове моделювання зі зменшеними значеннями діаметру центральної шпильки. Воно показало, що зменшення діаметру центральної шпильки до 77% від початкового значення призводить до потрібного результату. На рис. 16 показано характер руйнування стяжки кріпильної стрічки з центральною шпилькою зменшеного діаметру в момент часу 1,94 мс.



Рис. 16. Характер руйнування стяжки кріпильної стрічки з центральною шпилькою зменшеного діаметру в момент часу 1,94 мс

Пластичні деформації в центральній проточці шпильки за проміжок часу

з 1,82 мс до 1,93 мс зростають з 0,012 до 0,055. Також зменшення діаметру центральної шпильки до 77% від номінального суттєво змінює локалізацію пластичних деформацій у кріпленні. Пластичне деформування матеріалу відбувається тільки в шпильці, а решта конструкції деформується пружно.

дослідження, відбувалося Експериментальне за яким тестування розробленої методики, проводилося спеціалістами ДП «КБ «Південне» ім. М.К. Янгеля. Результати моделювання збігаються результатом 3 експерименту.

ВИСНОВКИ

У дисертаційній роботі міститься вирішення науково-технічної проблеми механіки деформівного твердого тіла, яка полягає у розробці ефективних аналітично-числових методів дослідження динамічного напруженодеформованого стану елементів конструкцій внаслідок впливу імпульсного навантаження різної фізичної природи і надзвукової газової течії та застосуванні цих методів до розв'язання актуальних прикладних задач. Отримані результати є теоретичною і практичною основою для інженерних напружено-деформованого граничного розрахунків i стану елементів конструкцій під впливом високошвидкісних навантажень.

В результаті виконаних досліджень отримано такі наукові та практичні результати.

1. Запропоновано модель динамічного напружено-деформованого стану елементів конструкцій з полікристалічних матеріалів при імпульсному навантаженні. яка моделі нестаціонарного термопружного поєднує деформування високошвидкісного пластичного деформування та для урахування високошвидкісного зміцнення та температурного знеміцнення матеріалу. Термо-пружно-пластична модель враховує всі обґрунтовані фізичні фактори, що супроводжують процеси високошвидкісного деформування елементів конструкцій із полікристалічних матеріалів.

рівняння напружено-деформованого Запропоновано 2 стану y модифікованій формі Пежини з додатковими температурними множниками у формі Джонсона-Кука, в якому еквівалентні напруження виражаються через еквівалентні деформації, швидкість деформацій та температуру. До його переваг можна віднести той факт, що узагальнене рівняння стану на основі форми Пежини має відносно малу кількість емпіричних констант. Також ці константи універсальними для багатьох емпіричних залежностей € еквівалентних напружень від еквівалентних деформацій і їх швидкостей, а тому використовуються при моделюванні пластичного плину полікристалічних матеріалів у наукових публікаціях українських, європейських та американських учених. При цьому температурний множник у формі Джонсона-Кука розраховується на основі відомих механічних властивостей матеріалів. Таким чином, числові дослідження термо-пружно-пластичного високошвидкісного деформування елементів конструкцій можна проводити без попередніх коштовних експериментів по визначенню динамічних властивостей матеріалів, а застосовуючи широку базу вже існуючих.

запропонованої узагальненої моделі динамічного 3. Ha основі напружено-деформованого стану елементів конструкцій з полікристалічних матеріалів при імпульсному навантаженні отримано уточнені розв'язки задач деформування високошвидкісного оболонкових елементів корпусу газотурбінного двигуна внаслідок обриву частини лопатки та локального пошкодження лопаток газотурбінних двигунів сторонніми предметами. Показано, що процес високошвидкісного деформування при локальному навантаженні також носить локальний характер, а зона деформування в конструкції не більше ніж в п'ять разів перевищує зону навантаження.

4. На основі запропонованого рівняння напружено-деформованого стану отримано уточнені динамічні напруження в задачах високошвидкісного деформування плити з оребренням під впливом газодинамічної ударної хвилі та пластини під впливом гідродинамічного ударного навантаження. За цими результатами сформульовано практичні рекомендації за вибором характеристик елементів конструкцій будівельних споруд та оснастки для обробки матеріалів тиском.

5. Запропоновано розрахункову модель нестаціонарного деформування корпусу твердопаливного двигуна з композитних матеріалів, яка описує корпус сферично-циліндрично-сферичної оболонки обертання. двигуна у формі композитні механічні матеріали, Розглядаються характеристики яких описуються ортотропними чи функціонально-градуйованими моделями. Для цього застосовано теорію типу Тимошенка-Рейсснера чи теорію Редді високого порядку. Конструкція навантажена внутрішнім імпульсним тиском, ЩО моделює робочі процеси в двигуні при старті ракети. На основі запропонованої оболонкової моделі отримано ряд закономірностей розподілу динамічних деформацій в композитній конструкції при внутрішньому імпульсному навантаженні.

6. Розроблено тривимірну скінченно-елементну модель високошвидкісного деформування та розділення навпіл частини обтічника ракети у формі усіченого конусу. Модель враховує нелінійний розподіл напружено-деформованого стану по товщині оболонкової конструкції та вплив швидкості деформації на механічні властивості конструкційного матеріалу. Критерієм локального руйнування матеріалу є граничне значення пластичної деформації. Модель дозволяє отримувати діапазон безпечного для корисного вантажу імпульсного тиску, який спричинює розділення обтічника навпіл. Модель реалізовано в розрахунковому модулі Explicit Dynamics програмного комплексу скінченно-елементного аналізу ANSYS.

7. Досліджено високошвидкісне деформування та руйнування елементів кріплення головної частини спеціальної ракетної конструкції внаслідок дії газодинамічної ударної хвилі та додаткових навантажень. Враховуються динамічні властивості матеріалу за термо-пружно-пластичною моделлю деформування, яка адаптована для застосування на основі залежності Купера-Саймондса в модулі прямого динамічного аналізу ANSYS / Explicit Dynamics. Критерієм локального руйнування матеріалу є граничне значення пластичної деформації. За результатами досліджень визначено діаметр центральної

шпильки замку стяжки, при якому руйнування елементу кріплення відбувається в заданому діапазоні часу.

8. Проведено числовий аналіз динамічної нестійкості обтічників ракет в надзвуковому газовому потоці, що моделюються оболонками у формі параболоїда обертання та підкріпленого шпангоутами конуса. Надзвуковий газовий потік моделюється за поршневою теорією із застосуванням уточнення на поправку Крумхара. Досліджено діапазон чисел Маха від 1,01 до 4. обтічників геометричної Математичні моделі коливань різної форми грунтуються на гіпотезах Кіргофа-Лява. Переміщення при коливаннях конструкцій представляються через власні форми коливань, які визначаються за методом Релея-Рітца. Отримано ряд закономірностей динамічної нестійкості обтічників та виявлено їх форми коливань при втраті динамічної стійкості.

9. Достовірність отриманих в роботі результатів досліджень за розробленими моделями підтверджується шляхом їх порівняння з даними експериментів, отриманими іншими авторами, або з результатами, отриманими за іншими моделями.

10. Результати роботи можуть використовуватися під час проектування, доведення та експлуатації аерокосмічних та машинобудівних конструкцій. Створені математичні моделі, методи та алгоритми обчислення становлять розрахункову основу для аналізу напружено-деформованого стану елементів конструкцій під впливом високошвидкісного механічного навантаження, що має суттєве практичне значення. Результати досліджень впроваджено на п'яти підприємствах України. Результати роботи використано при проектуванні: корпусу твердопаливного двигуна ракет-носіїв, конструкцій обтічників ракет та ракет-носіїв, елементів кріплення спеціальної ракетної конструкції на ДП «КБ «Південне» ім. М. К. Янгеля»; при страховому оцінюванні можливих наслідків впливу ударно-хвильових навантажень на будівлі та будівельні споруди в ТОВ Науковий центр вивчення ризиків «РИЗИКОН»; для розробки методики підвищення надійності та довговічності оснащення при обробці матеріалів тиском на ВАТ НВП «ОСНАСТКА» та на ДП «Харківський науково-дослідний інститут технології машинобудування»; при аналізі динамічної міцності та експлуатаційного руйнування виробів на ДП «ЗМКБ «Прогрес» ім. академіка О.Г. Івченко». Крім того, окремі результати роботи впроваджено в навчальний процес у Харківському національному університеті імені В. Н. Каразіна та у Національному технічному університеті «Харківський політехнічний інститут».

ОПУБЛІКОВАНІ ПРАЦІ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

 Chernobryvko M.V., Kruszka L., Vorobiev Yu.S. Thermo-elastic-plastic Constitutive Model for Numerical Analysis of Metallic Structures under Local Impulsive Loadings. Applied Mechanics and Materials. 2014. Vol. 566. P. 493-498.
 Chernobryvko M.V., Vorobiev Yu.S., Kruszka L. Method to analyze the effect of the shock-wave loading on building elements. International Journal of Protective Structures. 2012. Vol. 3. № 2. P. 141-146. 3. Vorob'ev, Y.S., Kolodyazhnyi, A.V., Chernobryvko, M.V., Yareshchenko, V.G., Kruszka, L. Theoretical-experimental analysis of structural components separation upon local impulse loading. Strength of Materials. 2002. Vol. 34. № 5. P. 497-499.

4. Chernobryvko M.V., Avramov K.V., Romanenko V.N., Batutina T.J., Tonkonogenko A.M. Free linear vibrations of thin axisymmetric parabolic shells. Meccanica. 2014. Vol. 49. № 12. P. 2839-2845.

5. Chernobryvko M.V., Avramov K. V. Natural vibrations of parabolic shells. Journal of Mathematical Sciences. 2016. Vol. 217. № 2. P.229-238.

6. Avramov K. V., Chernobryvko M. V., Kazachenko O., Batutina T. J. Dynamic instability of parabolic shells in supersonic gas stream. Meccanica. 2016.Vol. 51. No. 4. P. 939-950.

7. Chernobryvko M.V., Avramov K.V., Romanenko V.N., Batutina T.J., Suleimenov U.S. Dynamic instability of ring-stiffened conical thin-walled rocket fairing in supersonic gas stream. Journal of Mechanical Engineering Science. 2016. Vol. 230(I). P. 55–68.

8. Avramov K., Chernobryvko M., Tonkonozhenko A. Dynamics of solid propellant motor composite casing under impact pressure. Meccanica. 2018. Vol. 53, № 13. P. 3339-3353.

9. Chernobryvko, M., Avramov, K., Kruszka, L., Tonkonogenko, A. Dynamics of thin-walled elements of rocket engine under impact loads. Key engineering materials. 2016. Vol. 715. P. 237-242.

10. Avramov K., Chernobryvko M., Uspensky B., Seitkazenova K., Myrzaliyev D. Self-sustained vibrations of functionally graded carbon nanotubes reinforced composite cylindrical shell in supersonic flow. Nonlinear Dynamics. 2019. № 98(3). P. 1853-1876.

11. Martynenko G., Chernobryvko M., Avramov K., Martynenko V., Tonkonozhenko A., Kozharin V., Klymenko D. Numerical simulation of missile warhead operation. Advances in engineering software. 2018. Vol. 123. P. 93-103.

K., V., 12. Martynenko G., Avramov Martynenko Chernobryvko М., Tonkonozhenko A., Kozharin V. Numerical simulation of warhead transportation. Defence Technology. Available online 9 March 2020. https://doi.org/10.1016/j.dt.2020.03.005

13. Kruszka L., Worobiew J.S., Chernobrywko M.W. Deformacja cylindrycznych konstrukcji pod dzialaniem dwoch ruchomych obciazen impulsowych. Biuletyn WAT. 2006. Vol. LV. № 02. P. 159-169.

14. Чернобрывко М.В. Оценка прочности элементов конструкций под действием подвижной ударной нагрузки. Вісник ХНТУСГ. 2008. Вип. 69. С. 103-109.

15. Воробьев Ю.С., Чернобрывко М.В., Ярыжко А.В. Нелинейное деформирование конструкций при локальном нагружении. Механіка та машинобудування. 2007. № 1. С. 89-95.

16. Чернобрывко М.В. Оценка динамической прочности устройств ударного действия в аварийных ситуациях. Вісник ХНТУСГ. 2010. Вып. 100. С. 268-272.

17. Воробьев Ю.С., Чернобрывко М.В. Воздействие подвижной нагрузки на плиту, лежащую на упругом основании. Автомобільний транспорт. 2005. Вип. 16 С. 192-194.

18. Чернобрывко М.В. Модель скоростного упругопластического деформирования элементов конструкций при импульсном нагружении. Вісник СевНТУ. 2012. Вип. 133. С. 21-26.

19. Воробьев Ю.С., Чернобрывко М.В. Моделирование динамического напряженно-деформированного состояния упругопластических тел при импульсных нагрузках. Геотехническая механика. 2011. Вып. 93. С. 192-199.

20. Воробьев Ю.С., Чернобрывко М.В. Основные зависимости для анализа скоростного деформирования элементов конструкций под действием импульсных нагрузок. Методи розв'язування прикладних задач механіки деформівного твердого тіла. 2011. Вип. 12. С. 40-46.

21. Воробьев Ю.С., Чернобрывко М.В. Скоростное деформирование элементов конструкций в упругопластической стадии. Проблеми обчислювальної механіки і міцності конструкцій. 2010. Вып. 14. С. 87-93.

22. Чернобрывко М.В., Воробьев Ю.С. Анализ динамического напряженного состояния элементов конструкций при импульсном нагружении. Вестник СевГТУ. 2009. Вип. 97. С. 3-6.

23. Воробьев Ю.С., Чернобрывко М.В. Математическое моделирование скоростного деформирования материалов и элементов конструкций. Наукові нотатки. 2009. Вип. 25 (II). С. 31-38.

24. Воробьев Ю.С., Чернобрывко М.В. Проблемы динамической прочности элементов конструкций при ударно-импульсных нагрузках. Вібрації в техніці та технологіях. 2011. № 3 (63). С. 5-10.

25. Воробьев Ю.С., Чернобрывко М.В. Моделирование высокоскоростных деформационных процессов с использованием адаптивных вычислительных методов. Механіка та машинобудування. 2009. № 1. С. 112-119.

26. Чернобрывко М.В., Воробьев Ю.С. Скоростное деформирование защитных конструкций под действием локальных импульсных нагрузок. Методи розв'язування прикладних задач механіки деформівного твердого тіла. 2012. Вип. 13. С. 406-412.

27. Чернобрывко М.В., Светличная С.Д., Комяк В.М. Моделирование динамических деформационных процессов в защитных контейнерах при детонационном воздействии. Проблеми надзвичайних ситуацій. 2014. Вип. 19. С. 162-169.

28. Чернобрывко М.В., Светличная С.Д. Моделирование деформации и разрушения элемента здания при ударно-волновой нагрузке. Проблеми надзвичайних ситуацій. 2015. Вип. 21. С. 127-131.

29. Воробьев Ю.С., Чернобрывко М.В. Динамическое напряженнодеформированное состояние лопатки при ударе по входной кромке. Авіаційнокосмічна техніка і технологія. 2008. № 4(51). С. 54-56.

30. Воробьев Ю.С., Чернобрывко М.В. Динамическое упругопластическое деформирование элементов газовых турбин при локальных ударных нагрузках. Надійність і довговічність машин і споруд. 2008. Вип. 31. С. 67-72.

31. Воробьев Ю.С., Чернобрывко М.В., Крушка Л. Локальное импульсное воздействие на оболочечные элементы конструкций. Авіаційно-космічна техніка і технологія. 2005. № 9/25. С. 181-184.

32. Воробьев Ю.С., Чернобрывко М.В., Крушка Л. Воздействие импульсных нагрузок на оболочечные элементы ГТД. Авіаційно-космічна техніка і технологія. 2003. № 40/5. С. 64-67.

33. Воробьев Ю.С., Колодяжный А.В., Чернобрывко М.В., Крушка Л. Роль импульсных нагрузок для ГТД. Авіаційно-космічна техніка і технологія. 2002. №34. С. 136-140.

34. Бреславський Д.В., Сєнько А.В., Татарінова О.А., Чернобривко М.В., Аврамов К.В. Числове моделювання розділення конічної оболонки при спрацюванні стрічкового заряду. Технічна механіка. 2020. № 2. С. 57-65.

35. Чернобрывко М. В., Аврамов К.В., Батутина Т.Я., Дегтяренко П.Г., Тонконоженко А.М., Сулейменов У.С. Динамическая неустойчивость подкрепленных конических обтекателей ракет-носителей в сверхзвуковом газовом потоке. Техническая механика. 2015. № 1. С. 15-29.

36. К. В. Аврамов, М. В. Чернобрывко, Т.Я. Батутина, П. Г. Дегтяренко, А. М. Тонконоженко Динамическая неустойчивость обтекателей ракет. Космічна наука і технологія. 2015. Т. 21. № 1. С. 10-14.

37. Аврамов К.В., Чернобрывко М.В., Романенко В.Н., Батутина Т.Я., Пирог В.А. Динамическая устойчивость параболических оболочек в сверхзвуковом газовом потоке. Прикладная гидромеханика. 2014. Том 16 (88), № 4. С. 3 10.

38. Чернобрывко М.В., Аврамов К.В., Романенко В.Н., Батутина Т.Я., Пирог В.А. Динамическая неустойчивость обтекателей ракет-носителей в полете. Проблемы машиностроения. 2014. Т. 17. № 2, С. 9-16.

39. Чернобрывко М.В., Аврамов К.В., Батутина Т.Я., Меша Ю.В. Аэроупругие колебания обтекателей ракет-носителей в сверхзвуковом газовом потоке. Вісник НТУ«ХПИ». 2013. № 63 (1063). С. 131-139.

40. Чернобрывко М.В., Аврамов К.В., Дегтяренко П.Г., Тонконоженко А.М., Меша Ю.В., Тишковец Е.В., Жолос О.В. Динамика композитного корпуса твердотопливного двигателя ракеты под действием импульсных нагрузок, описывающих рабочие процессы в двигателе. Космічна наука і технологія. 2017. Т. 23. № 1(104). С. 18-29.

41. Аврамов К. В., Чернобривко М. В., Успенський Б. В. Вільні коливання функціонально-градієнтних наноармованих циліндричних оболонок. Космічна наука і технологія. 2019. Т. 25. № 2(117). С. 23-37.

42. . 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.

43. Chernobryvko M.V., Vorobyov Y.S. Method to analyze of the shock-wave loading on buildings constructions. Proc. of International Seminar on Science and Education, 2011. Rome (Italy). P. 56-58.

44. Bogacz R., Worobjew J., Czernobriwko M., Kruszka L. Oddziaływanie ruchomego obciążenia na płytę na sprężystym podłożu. Materiały XIII Warsztaty Naukowe PTSK «Symulacja w Badaniach i Rozwoju», Warsaw (Poland), 2006. P. 1-2. 45. Воробьев Ю., Крушка Л., Чернобрывко М. Поведение цилиндрических конструкций при воздействии подвижных импульсных нагрузок. Proc. of 13th International scientific and technological conference «Maintenance of infrastructure in crisis situations», Warsaw - Rynia (Poland), 2004. P. 163-171.

46. Chernobryvko M. Kruszka L. Vorobiev Y. Thermo-elastic-plastic constitutive model for numerical analysis of metallic structures under local impulsive loadings. Abstracts book of 8-th International Symposium on Impact Engineering (ISIE2013), Osaka (Japan), 2013. P.134.

47. Chernobryvko M.V., Vorobyov Y.S. High Strain Rate Deformation Model for Contractions Elements under Local Impulsive Loadings. Proc. of International Conference « Shock Waves in Condensed Matter», Kiev, 2012. P. 313-315.

48. Воробьев Ю.С., Чернобрывко М.В. Моделирование динамического напряженно-деформированного состояния упругопластических тел при импульсных нагрузках. Материалы IX Междунар. науч. конф. «Импульсные процессы в механике сплошных сред», Николаев, 2011. С. 160-163.

49. Vorobyov Y., Chernobryvko M., Kruszka L. Strain rate deformation and damage of structural elements under local impulsive loadings. Proc. of Seventh International Symposium on Impact Engineering (ISIE2010), Warsaw (Poland), 2010. P.679-686.

50. Чернобрывко М.В. Воробйов Ю.С. Математичні моделі деформаційних процесів при імпульсному навантаженні. Тези доповідей Міжнародної науковотехничної конференції «Міцність матеріалів та елементів конструкцій», Київ, 2010. С. 181-182.

51. Воробьев Ю.С. Чернобрывко М.В., Крушка Л. Особенности численного анализа скоростного деформирования элементов конструкций под действием локальных импульсных нагрузок. Proc. of IX Konferencja Naukowo-Techniczna «Programy MES w komputerowym wspomaganiu analizy, projektowania i wytwarzania», Warsaw (Poland), 2005. P.545-551.

52. Chernobryvko M., Kruszka L., Avramov K. Deformation of finned plates under the action of detonation loads. Abstracts book of 8th European Nonlinear Dynamics Conference (ENOC 2014), Vienna (Austria), 2014. P. 337-338.

53. Чернобрывко М.В. Теоретико-экспериментальный региональный анализ деформирования цилиндрической оболочки при локальном ударе. Аннотации докладов IX всероссийского съезда по теоретической и прикладной механике, Нижний Новгород (Россия), 2006. Т.З. С. 215-216.

54. Chernobryvko M.V. Vorobiev Y.S. Behavior of compound shell under detonation loading. Proc. of 8th Conf. «Shell Structures. Theory and Applications», Gdansk-Jurata (Poland), 2005. P. 299-302.

55. Крушка Л., Чернобрывко М.В. К вопросу о прочности защитных контейнеров при детонационном воздействии. Proc. of 10th International scientific and technological conference «Riešenie krízových situácií v špecifickom prostredí», Zilina (Slovakia), 2005. P. 295-301.

56. Chernobryvko M.V., Vorobyov Y.S., Mesha Y.V., Kolodyzny A.V. Dinamics of the shell structures under impulse loading. Proc. of 7th Conf. «Shell Structures. Theory and Applications», Gdansk-Jurata (Poland), 2002. P. 65-66.

57. Чернобрывко М.В., Тонконоженко А.М., Аврамов К.В., Меша Ю.В. Моделирование разрушения конструкций ракетно-космической техники при срабатывании детонирующих зарядов. Тезисы докладов VII Международной конф. «Космические технологии: настоящее и будущее». г. Днепр, 2019. С. 45.

58. Chernobryvko M., Avramov K., Mesha Y., Tonkonogenko A., Kruszka L. Dynamic failure time of the truncated conical shell under the local impulse. Proc. of 7th International Conference on Mechanics and materials in design (M2D2017), Albufeira (Portugal), 2017. P. 1521-1522.

59. Чернобрывко М.В., Аврамов К.В., Клименко Д.В., Батутина Т.Я. Динамическая неустойчивость обтекателей ракет-носителей в сверхзвуковом газовом потоке. Тез. докл. V Международной конференции «Космические технологии: настоящее и будущее», г. Днепр, 2015. С.31.

60. Чернобривко М.В., Воробйов Ю.С., Аврамов К.В., Романенко В.М., Тонконоженко А.М. Вібронапруженість оболонок під впливом імпульсних навантажень. Тези доповідей Міжнародної наукової конференції «Сучасні проблеми механіки та математики», Львів, 2013. С. 180-182.

61. Kruszka L., Avramov K., Chernobryvko M., Uspensky B., Sakhno N., Mesha Y. Modeling of deformation of nanocomposite body structures considering different types of nanotubes reinforcement under gasodynamic pressure. Abstracts of the 13th Workshop of dynamic behavior of materials and its applications in industrial processes (DynaMAT 2019), Nicosia (Cyprus), 2019. P. 371-372.

62. Chernobryvko M. Avramov K., Kruszka L., Tonkonogenko A. Dynamic Strength of Composite Shell under Internal Blast. Proc. of the 4th International Conference on Protective Structures, Beijing (China), 2016. P. 178-187.

63. Chernobryvko M., Martynenko G., Avramov K., Tonkonogenko A., Kozharin V., Martynenko V. Numerical analysis of special rocket structure fracture. Тези доповідей I Міжнародної науково-технічної конференції «Динаміка, міцність та моделювання в машинобудуванні». Харків, 2018. С 7-8.

64. Kruszka L., Chernobryvko M., Uspensky B., Avramov K., Martynenko G., Sakhno N., Martynenko V., Mesha Y. Fracture of a special rocket structure under impact loads. Proceedings of the 10-th International Symposium on Impact Engineering (ISIE2019), Gmunden (Austria), 2019. P. 217-222

65. Чернобривко М.В. Моделювання розділення усіченої конічної оболонки при імпульсному навантаженні. Тези доповідей ІІ Міжнародної науковотехнічної конференції «Динаміка, міцність та моделювання в машинобудуванні», Харків, 2020. С 325–326.

АНОТАЦІЯ

Чернобривко М. В. Напружено-деформований стан елементів конструкцій при високошвидкісних навантаженнях. – На правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня доктора технічних наук за спеціальністю 01.02.04 – механіка деформівного твердого тіла. – Інститут проблем машинобудування ім. А. М. Підгорного НАН Украіни, Харків, 2020.

У роботі міститься вирішення науково-технічної проблеми механіки деформівного твердого тіла, яка полягає у розробці ефективних аналітично-

числових методів дослідження динамічного напружено-деформованого стану елементів конструкцій внаслідок впливу імпульсного навантаження різної фізичної природи і надзвукової газової течії та застосуванні цих методів до розв'язання актуальних прикладних задач.

Запропоновано узагальнену модель динамічного напруженодеформованого стану елементів конструкцій з полікристалічних матеріалів при імпульсному навантаженні. яка ґрунтується на поєднанні моделей нестаціонарного термопружного деформування і швидкісного пластичного деформування урахування високошвидкісного зміцнення для та температурного знеміцнення матеріалу. Рівняння стану для цієї моделі запропоновано у модифікованій формі Пежини з додатковими температурними множниками у формі Джонсона-Кука, в якому еквівалентні напруження залежать як від еквівалентних деформацій, так і від швидкості деформацій та від температури. Узагальнену модель використано для розв'язання ряду практичних задач. Отримано уточнені розв'язки задач високошвидкісного оболонкових елементів корпусу газотурбінного деформування двигуна внаслідок обриву частини лопатки та локального пошкодження лопаток газотурбінних двигунів сторонніми предметами. Отримано уточнені динамічні напруження в задачах високошвидкісного деформування плити з оребренням під впливом газодинамічної ударної хвилі та пластини під впливом гідродинамічного навантаження. Досліджено високошвидкісне ударного деформування і руйнування частини обтічника ракети у формі усіченого конусу та елементів кріплення головної частини спеціальної ракетної конструкції внаслідок імпульсного навантаження.

Запропоновано модель нестаціонарного деформування композитного корпусу твердопаливного двигуна як сферично-циліндрично-сферичної оболонки обертання з ортотропними чи функціонально-градуйованими характеристиками. Отримано ряд закономірностей розподілу динамічних деформацій в конструкції при внутрішньому імпульсному навантаженні.

Проведено числовий аналіз динамічної нестійкості обтічників ракет в надзвуковому газовому потоці, що моделюються оболонками у формі параболоїда обертання та підкріпленого шпангоутами конуса. Отримано ряд закономірностей динамічної нестійкості обтічників та виявлено їх форми коливань при втраті динамічної стійкості.

Ключові слова: швидкісне деформування, імпульсні навантаження, динамічні властивості міцності матеріалу, рівняння напружено-деформованого стану, складена оболонка, ортотропні характеристики, динамічна нестійкість.

ABSTRACT

Chernobryvko M.V. Stress-strain state of construction elements under high-speed loads. – Manuscript.

Thesis for Doctor of technical sciences degree in speciality 01.02.04 – Mechanics of Deformable Solids. – A. Pidgorny Institute of Mechanical Engineering Problems of the National Academy of Sciences of Ukraine, Kharkiv, 2020.

The work delivers solution to a relevant scientific and engineering problem of solid mechanics. It consists in the development of effective analytical - numerical methods for studying the dynamic stress-strain state of structural elements under the influence of impulse loads of various physical nature and supersonic gas flow, as well as the application of these methods to solving urgent applied problems.

A generalized model of the dynamic stress-strain state for structural elements from polycrystalline materials under impulse loading is proposed. It is based on a models combination of unsteady thermoelastic deformation and rate plastic deformation to take into account the high rate hardening and temperature softening of the material. The stress-strain state equation for this model is proposed in a modified Pezhina form with additional Johnson-Cook temperature form. Equivalent stress depended on equivalent strains, strain rate and temperature. The generalized model is used to solve the practical problems. In the high-speed deformation problems of the gas turbine engine casing due to the breakage of a blade part and local damage of the blades by foreign objects, refined solutions are obtained. In the ribbed plate highspeed deformation problems under the action of a gas-dynamic shock wave and a plate under the action of a hydrodynamic shock wave, refined dynamic stresses are obtained. The high-speed deformation and destruction of the rocket fairing part in the truncated cone form and the fastening elements for special rocket under impulse loading has been studied.

The model for non-stationary deformation of the solid propellant motor composite casing as the spherical-cylindrical-spherical shell with orthotropic or functionally graded characteristics is proposed. Regularities of the distribution of dynamic deformations in a structure under internal pulsed loading are obtained.

The dynamic instability of rocket fairings in supersonic gas stream is numerically investigated. The fairings are modeled by parabolic shells and ringstiffened conical shells. The dynamic instability regularities of fairings and the dynamic stability loss modes are obtained.

Key words: high strain rate, impulse loading, dynamic strength properties, stress-strain state equation, composite shell, orthotropic characteristics, dynamic instability.

АННОТАЦИЯ

Чернобрывко М.В. Напряженно-деформированное состояние элементов конструкций при высокоскоростных нагрузках. – На правах рукописи.

Диссертация на соискание ученой степени доктора технических наук по специальности 01.02.04 – механика деформируемого твердого тела. – Институт проблем машиностроения им. А. Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, 2020.

В работе содержится решение научно-технической проблемы механики деформируемого твердого тела, которая заключается в разработке эффективных аналитико-численных методов исследования динамического напряженнодеформированного состояния элементов конструкций вследствие воздействия импульсной нагрузки различной физической природы и сверхзвукового газового потока, а также применении этих методов к решению актуальных прикладных задач.

обобщенная модель Предложена динамического напряженнодеформированного состояния элементов конструкций из поликристаллических материалов при импульсном нагружении, которая основывается на сочетании моделей нестационарного термоупругого деформирования и скоростного пластического деформирования для учета высокоскоростного упрочнения и температурного разупрочнения материала. Уравнение состояния для этой модели предлагается в модифицированной форме Пежины с дополнительными температурными множителями В форме Джонсона-Кука, В котором эквивалентные напряжения зависят как от эквивалентных деформаций, так и от скорости деформаций и от температуры. Обобщенная модель используется для решения ряда практических задач. Получены уточненные решения в задачах высокоскоростного деформирования оболочечных элементов корпуса газотурбинного двигателя вследствие обрыва части лопатки и локального повреждения лопаток газотурбинных двигателей посторонними предметами. Получены уточненные динамические напряжения в задачах высокоскоростного деформирования оребренной плиты под действием газодинамической ударной волны и пластины под действием гидродинамической ударной волны. высокоскоростное деформирование Исследовано И разрушение части обтекателя ракеты в форме усеченного конуса, а также элементов крепления головной части специальной ракетной конструкции вследствие импульсного нагружения.

Предложена модель нестационарного деформирования композитного корпуса твердотопливного двигателя как сферически-цилиндрическисферической оболочки вращения с ортотропными или функциональноградиентными характеристиками. Получен ряд закономерностей распределения динамических деформаций в конструкции при внутреннем импульсном нагружении.

Проведен численный анализ динамической неустойчивости обтекателей ракет в сверхзвуковом газовом потоке, моделируемых оболочками в форме параболоида вращения и подкрепленного шпангоутами конуса. Получен ряд закономерностей динамической неустойчивости обтекателей и определены их формы колебаний при потере динамической устойчивости.

Ключевые слова: скоростное деформирование, импульсные нагрузки, динамические свойства прочности материала, уравнение напряженнодеформированного состояния, составная оболочка, ортотропные характеристики, динамическая неустойчивость.

Підписано до друку 27.01.2021р. Формат 60х84/16. Папір офсетний. Друк цифровий. Гарнітура Тітеs. Ум. друк. арк. 1,9. Наклад 100 прим. Зам. № 150

Віддруковано в ТОВ «Друкарня Мадрид» 61024, м. Харків, вул. Гуданова, 18 Тел.: (057) 756-53-25 Свідоцтво суб'єкта видавничої справи: ДК № 4399 від 27.08.2012 року www.madrid.in.ua info@madrid.in.ua