

МАТЕМАТИЧНЕ Й КОМП'ЮТЕРНЕ МОДЕЛЮВАННЯ СТОСОВНО ПРОБЛЕМИ КОНСТРУКЦІЙНОЇ МІЦНОСТІ КОРПУСІВ ДВИГУНІВ РАКЕТНОЇ ТА РАКЕТНО-КОСМІЧНОЇ ТЕХНІКИ

Михайло Марчук^{1, 2}, Богдан Дробенко¹, Назарій Лопух¹, Дмитро Клименко³, Віра Пакош^{1, 2},
Володимир Сіренко³, Володимир Харченко³, Микола Хом'як^{1, 4}

¹Інститут прикладних проблем механіки і математики ім. Я.С. Підстригача НАН України, м. Львів,
mv_marchuk@ukr.net,

²Національний університет «Львівська політехніка», м. Львів,

³Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М.К. Янгеля», м. Дніпро,

⁴Львівський національний університет імені Івана Франка, м. Львів

Двигуни сучасних ракетних носіїв та елементів ракетного озброєння поділяються на два типи: рідкопаливні (РД) та твердопаливні (РДТП). РД використовуються здебільшого в конструкціях ракетно-космічної техніки, а РДТП – в основному для оснащення ракетних систем залпового вогню.

Дослідження механічної поведінки складних конструкцій типу ракетних двигунів до недавнього часу проводили переважно на основі результатів реальних натурних повномасштабних експериментів, руйнівних випробувань і тестів та відповідного адаптування числових результатів, отриманих у рамках спрощених математичних моделей. Однак, можливості дослідження поведінки конструкцій при таких випробуваннях є доволі обмеженими і надзвичайно затратними. З огляду на це, визначення деформованого стану складних структурно-неоднорідних конструкцій все частіше проводять на основі уточнених, як оболонкових, так і просторових математичних моделей.

Корпуси сучасних РДТП у більшості випадків виготовляються з композитів на полімерній основі за технологією неперервної намотки. Внаслідок цього їхні тримкі елементи мають форму осесиметричних оболонок обертання за геометрією та шарувату структуру будови за товщиною. З метою визначення та дослідження напружено-деформованого стану (НДС) вказаних елементів РДТП для проведення оцінки їхньої конструктивної міцності та тримкої здатності розроблені уточнені математичні моделі статички та динаміки оболонок із шаруватих композитів з урахуванням дискретності будови за товщиною й специфічних особливостей їх деформування.

Для комп'ютерної реалізації вказаних математичних моделей запропонована та верифікована нова змішана схема методу скінченних елементів у переміщеннях і контактних напруженнях. Вона покладена в основу розроблення методики розрахунку корпусів типу «кокон» на міцність і стійкість за нерівномірного нагрівання та комплексної дії статичних навантажень з урахуванням можливої наявності гіперпружних шарів і областей з неідеальним міжшаровим контактом.

Створена математична модель для визначення НДС стиків РДТП із суміжними відсіками ракет з урахуванням дискретності будови за товщиною за наявності концентраторів напружень дала змогу розробити методику розрахунку вказаних об'єктів із шаруватих полімерних композиційних матеріалів за дії силових навантажень. На цій основі досліджена міцність штифтово-шпилькового з'єднання корпусу РДТП із суміжними відсіками.

Забезпечення функціонального призначення РДТП залежить також від стану їхнього заряду та характеру його взаємодії з корпусом. Тому була запропонована математична модель поведінки зарядів твердого палива (ТП) в корпусах РДТП із різних матеріалів, у тому числі композитних. При цьому враховані реологічні властивості сумішевих полімерів, котрими є заряди ТП ракетних двигунів за умов зберігання, транспортування та експлуатації. На цій основі шляхом використання методу скінченних елементів розроблено та верифіковане відповідне програмне забезпечення для визначення НДС заряду та корпусу РДТП. Це дозволило розробити методологію оцінки міцності заряду ТП, міцноскріпленого з корпусом ракетного двигуна.

З використанням теорії теплопровідності та неізотермічної термопружно-пластичності анізотропних термочутливих тіл і скінченноелементного підходу в поєднанні з однокроковими різницевиими алгоритмами по часовій координаті розроблена методика розрахунку міцності деталей сопел із вуглець-вуглецевих матеріалів РДТП при інтенсивному термосиловому навантаженні.

Розроблено методологію комп'ютерного моделювання руйнівних випробувань великогабаритних тонкостінних елементів конструкцій РД в рамках загальної моделі геометрично нелінійного пружно-пластичного тіла. На цій основі створено скінченно-елементне програмне забезпечення, з використанням якого досліджено механічну поведінку бака паливного відсіку РД за умов руйнівного випробування, визначено руйнівне навантаження і місце ймовірного руйнування бака.

MATHEMATICAL AND COMPUTER MODELING IN RELATION TO THE PROBLEM OF STRUCTURAL STRENGTH OF ENGINES FOR ROCKET AND ROCKET-SPACE TECHNOLOGY

The use of mathematical and computer modeling tools to assess the strength of the main retaining elements of solid-fuel and liquid rocket engines is illustrated.