

УДК 621.791.72.629.78

№ держреєстрації

Інв. №

Національна Академія Наук України
Інститут електрозварювання ім. Є.О.Патона
(ІЕЗ ім. Є.О.Патона)
03680, м. Київ-150, вул. Казимира Малевича, 11;
тел. (044) 205-23-70

**ЗВІТ
ПРО НАУКОВО-ДОСЛІДНУ РОБОТУ**

**РОЗРОБКА ТА ДОСЛІДЖЕННЯ ПРОТОТИПІВ РОЗКРИВНИХ
МОДУЛІВ МІСЯЧНОЇ ПРОМИСЛОВО-ДОСЛІДНИЦЬКОЇ БАЗИ**

Науковий керівник роботи
академік НАНУ

Л. М. Лобанов

Відповідальний виконавець:
к.т.н., ст.н.с.

В.С. Волков

Виконавці:
Заст. зав. відділу
Ст. н. співр.
Пров. інж.

Н. Л. Тодорович
С. С. Волков
В.Д. Чернієнко

2018

Довготривалі населені споруди для глибокого освоєння космосу є незмінним напрямком досліджень найбільших державних космічних агентств і корпорацій вже протягом декількох десятиліть. Так, тривале перебування на поверхні Місяця і Марса зі створенням тимчасових або постійних поселень є частиною парадигми перспективного освоєння космічного простору. Місяць, як найближче до Землі небесне тіло, розглядається як складова частина космічної інфраструктури Землі і закономірно є першим з космічних тіл, з яким пов'язані плани задоволення зростаючих потреб людства в ресурсах і розширення кордонів космічних досліджень. Актуальний міжнародний проект Lunar Orbital Platform-Gateway розглядається в тому числі і як майданчик для пілотованих місячних місій, які можуть бути реалізовані до кінця 2020-х. Подібна проміжна платформа на місячній орбіті робить більш реальним завдання експлуатації довготривалої бази, орієнтованої на використання місячних ресурсів, науково-дослідницьку активність і апробацію технологій подальшої космічної експансії людини. Створення місячної бази дозволяє в близькій перспективі проводити дослідження медично-біологічних проблем, відпрацювання систем позаземної життєдіяльності людини і унікальні фізичні експерименти, що не можуть бути реалізовані в земних умовах. Нарешті, концепції місячних модулів можуть бути адаптовані і для марсіанських умов, де деякі основні проблеми в забезпеченні населеності не є критичними, наприклад, наявність атмосфери усуває проблему захисту від мікрометеоритів.

З моменту першої пілотованої місії на Місяць подібний масштабний проект не був повторно реалізований вже протягом півстоліття, що пояснюється в першу чергу необхідними фінансовими витратами. Концепції побудови місячних баз останнього десятиліття сфокусовані на декількох основних проблемах, серед яких перше місце посідає ефективність доставки корисного вантажу і власне засобів його доставки, а потім раціональний алгоритм послідовного побудови бази і ефективність забезпечення її населеності. При виконанні етапу проекту було проведено аналіз можливостей, які сприяють вирішенню цих проблем, та запропоновано шляхи їх реалізації при побудові багатофункціональної автономної промислово-дослідної платформи на місячній поверхні.

Протягом останнього десятиліття концепції побудови місячних баз зазнали еволюцію, пов'язану з появою нових матеріалів і технологій, а також зміною в розумінні кінцевих цілей майбутніх місій, але загальні принципи їх організації збереглися практично незмінними. Очевидними важливими пріоритетами є збільшення ступеня стандартизації компонентів бази і послідовне розширення її можливостей у процесі створення. Накопичений при створенні міжнародної космічної станції важливий досвід послужив основою для European Baseline Roadmap, яка включала технічно здійсненні і програмно реалізовані умовні сценарії місій, в тому

числі і «Moon Next» [1]. У концепції передбачалося виведення на низьку навколоземну орбіту за допомогою 130-тонної ракети SLS двох місячних модулів, які потім переводяться на місячну орбіту за допомогою криогенної силової установки. Далі, The Global Exploration Roadmap [2] дає вже більш чітке уявлення про конфігурацію майбутніх населених баз, і позначена в ній концепція MoonVillage також включає поступово зростаючий набір багатофункціональних можливостей. Аналіз шляхів реалізації концепції MoonVillage, запропонованої Jan Wörner з ESA [3], був представлений в [4]. У роботі вказується, що обмеження в архітектурі місячних модулів пов'язані з існуючими засобами доставки – транспортними капсулами Orion, Dragon, and CST-100. Безумовно, питання ефективності корисного вантаження і можливості його доставки при плануванні місячної бази залишається першорядним, однак, таку ж увагу авторів ряду робіт сконцентровано на проблемах забезпечення її функціонування. В [5] вказується на два підходи, які необхідно реалізувати в майбутніх довгострокових населених спорудах - впровадження технологій вторинного використання, а також первинне виробництво матеріальних ресурсів з використанням принципів вживання місцевих ресурсів *in situ* (на місці) (ISRU). Використання місцевих ресурсів широко розглядається також і з метою захисту місячних баз. Так, в [6] організацію місячних конструкцій раціонально пропонується розділити на послідовні фази, а природний захист забезпечувати заглибленням у лавові трубки. Подібна концепція запропонована також в [7], де однією з її важливих переваг названо захист не тільки від метеоритного небезпеки, але і від місячного пилу, що створює ризики для обладнання і для здоров'я екіпажу [8], [9].

Раніше в роботі [10] були описані ідеї формування несучих структур шляхом спікання місячного ґрунту (реголіту) на поверхні сфокусованим сонячним світлом [11] або мікрохвилями [12], а в [13] були узагальнені відомі концепції місячних баз, включаючи пневматичні, збірні, рамні з отвердінням за допомогою піни, гібридні і т.д., з акцентом на питаннях, пов'язаних з використанням місячного реголіту. Відомі концепції, в яких розгортна мембранна структура з попередньо встановленими жорсткими елементами захищається від мікрометеоритів і випромінювання оболонкою із спеченого реголіту, що побудована *in situ* з використанням технології тривимірного друку [14], або екранується реголітом [15]. В [16] подібний підхід використовується для розкладних мобільних місячних модулів, описаних раніше в [17]; одна з конструкційних ідей - використовувати оксид кремнію, що міститься в реголіті, для виробництва скловолокна та використовувати його в поєднанні з матрицею з розплавленого скла як матеріал для стін модулів. У населеній місячній структурі [18] запропоновано використовувати реголітний безводний бетон, виготовлений з сірки, і пружне скловолокно. В цьому випадку циліндрична конструкція з бетону посилена круговими натяжними

кабелями, які компенсують силу розтягування від дії внутрішнього тиску. Слід зазначити, що перераховані концепції вимагають доставки додаткового обладнання та відпрацювання технологій ISRU. Так, в [19] зроблено висновок про необхідність ретельного дослідження адитивних процесів з урахуванням властивостей реголіту в потенційному місці посадки на Місяці; крім того, при виробництві будівельних матеріалів *in situ* повинен бути відпрацьований раціональний і ефективний механізм затвердіння. Даний висновок можна віднести і до інших перспективних матеріалів, наприклад, до магнію, основні властивості якого в контексті його використання в якості ресурсу для будівництва жилих споруд на Місяці узагальнені в [20]. В [21] структура з магнію нанесена на спечений реголіт і додатково екранована реголітним піском; зроблено висновок, що екранування реголітом товщиною 3 м може ізолювати структуру незалежно від її місця розташування на Місяці. Виконаний в [22] сейсмічний структурний аналіз цієї місячної бази дозволив зробити висновок про перевагу застосування спеченого реголіту в якості матеріалу фундаменту бази, але відзначається, що технології для спікання реголіту не готові до використання в пропонованому способі будівництва. Мабуть, вимагає додаткового аналізу також і отриманий висновок про демпфувальні властивості реголіту при сейсмічній активності.

Актуальною є проблема температурних деформацій в стінці місячних конструкцій при використанні отриманих *in situ* ресурсів. Так, температура на поверхні Місяця може змінюватися від $-171\text{ }^{\circ}\text{C}$ до $111\text{ }^{\circ}\text{C}$ [23], а розрахункова температура всередині захищеного модуля може становити $\sim 20\text{ }^{\circ}\text{C}$. Максимальні величини напруг σ_{MAX} , викликані температурними деформаціями в структурі при зазначених умовах, можуть бути оцінені за допомогою рівняння [24]:

$$\sigma_{\text{MAX}} = \frac{\alpha_T \Delta T E}{2(1-\nu)}, \quad (1)$$

де α_T - коефіцієнт теплового розширення, ΔT = зміна температури, E - модуль пружності, ν - коефіцієнт Пуассона структурного матеріалу. Беручи для спеченого реголіту отримане в [25] розрахункове значення $E = 8358\text{ МПа}$ і $\nu = 0,266$ [25], можна оцінити величини напружень в умовах затінення як $\sigma_{\text{MAX}} \approx 6,5\text{ МПа}$, що загрожує структурній цілісності стінки споруди. Для порівняння, межа міцності місячного бетону, отриманого зі зразків місії Аполло 16, складає лише $\sim 8,3\text{ МПа}$.

Найбільш раціональним при побудові місячної бази є гібридний підхід, який домінує в відомих концептуальних проектах, за умови вирішення деяких супутніх ключових проблем. Так, в місячній базі [26] надувні й телескопічні розкривні модулі вертикальної і горизонтальної орієнтації, що дозволяють забезпечити великий корисний об'єм після розкриття, поєднуються з традиційними модулями МКС-типу з фіксованим тиском, які можуть мати попередньо інтегроване обладнання. Потрібно відзначити,

що можливість доставки встановленого обладнання може бути реалізована і в перетворюваних модулях, які мають достатню жорсткість на стадії транспортування.

У якості прототипу при опрацюванні можливості інтегрування в конфігурацію місячної бази перетворюваних елементів була використана концепція Місячної промислово-дослідної бази (МПДБ), запропонована ДП «КБ «Південне»». На Рис.1 представлені послідовні етапи побудови бази, починаючи етапу створення бази мінімальної конфігурації (Рис.1, а), на якому забезпечується первинна населеність і доставляється перша енергетична установка, засоби механізації складального процесу і транспортний засіб для переміщення населених модулів. При розширенні бази типова конструкція місячного модуля горизонтальної орієнтації є основою для шлюзового модуля, використовуваного для сполучення внутрішніх приміщень бази з місячною поверхнею, і житлового модуля, який забезпечує всі аспекти життєдіяльності екіпажів протягом штатної експлуатації. Рис.1, б демонструє етап розширення МПДБ, коли до її складу послідовно включаються командний модуль для управління роботою бази і зв'язку з Землею і виробничо-ремонтний модуль для технічного обслуговування обладнання. Основою цих елементів є типова конструкція місячного модуля вертикальної орієнтації, яка має чотири стикувальних фланця для з'єднання з відповідними інтерфейсами горизонтальних модулів.

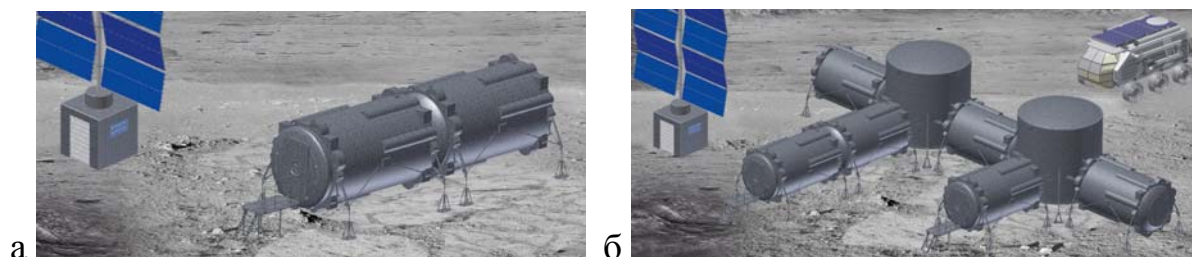


Рис.1. Послідовність побудови МПДБ ДП «КБ «Південне»»

Використання технологій компактного складання з подальшим розкриттям в конструкціях модулів місячної бази є частиною практично кожної з відомих концепцій і, напевне, не матиме альтернативи в перспективних місячних місіях. Наприклад, в [27] висловлено думку, що одним з головних недоліків надувних напланетних конструкцій є той факт, що композиційні матеріали не можуть бути отримані з ресурсів *in-situ*, і пропонується вирішення цієї проблеми шляхом використання місячного скловолокна [28]. При виконанні етапу проекту була розглянута концепція місячної бази зі структурними одиницями в стані повної готовності або готових до складання без використання технологій *in situ*, з акцентом на їх масово-габаритну ефективність.

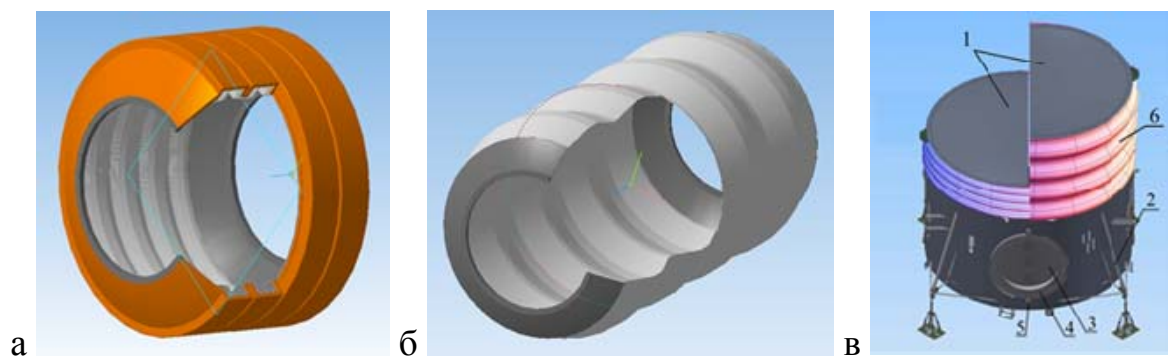


Рис. 2. Стационарні конструкції місячних модулів горизонтальної (а,б) та вертикальної (в) орієнтації, в яких використані технології компактного перетворення всієї несучої оболонки (а,б) або її фрагмента (в)

Рис.2 ілюструє запропоновані перетворювані стационарні конструкції місячних модулів, найбільш прийнятні для постійного перебування екіпажу на протязі тривалої місії. Силова оболонка горизонтального модуля (Рис.2, а,б) має зовнішній діаметр 3 м при довжині по стикувальному пристрою 6 м, вертикального модуля (Рис.2, в, (1)) - зовнішній діаметр 5 м при висоті 6 м. На зовнішньої поверхні перетворюваних силових оболонок (6) модулів двох типів з алюмінію кріпиться гнучка багатшарова оболонка з товщиною до 50 мм, що забезпечує радіаційний, протиметеоритний та тепловий захист. Модулі горизонтальної орієнтації мають додатковий радіаційний бар'єр, розташований на внутрішній поверхні силової оболонки. З'єднання модулів за допомогою пристрою стикування (4) по периметру герметичних дверей (3) спрощується регульованою по висоті конструкцією установчих опор (2); для коригування перепаду тиску використовується пристрій скидання тиску (5).

Розглянута конфігурація місячної бази здатна забезпечити необхідну функціональність, має модульну конструкцію з можливістю послідовного розширення і включає використання перетворюються модулів для всіх випадків, де це можливо без шкоди для забезпечення населеності. Відповідно, для оцінки можливості реалізації концепції повинні бути розглянуті стратегії захисту і оцінена можливість їх застосування в перетворюваних модулях. Відомі концепції використання місячного рельєфу для захисту населеної бази мають достатню ефективність (наприклад, [7]), проте, не можуть бути безальтернативним варіантом через проблеми з їх технічною реалізованістю. Деякі підходи до екранування включають використання місячних ресурсів для виготовлення *in situ* навіть традиційних матеріалів, таких як ефективний для протиметеоритного захисту керамічний текстиль Nextel™ [29]. Однак, невисокий ступінь готовності технологій *in situ* супроводжує необхідність доставки додаткового корисного навантаження для їх забезпечення. Так,

використання водяної «сорочки» для радіаційного захисту притулку (shelter) на чотирьох чоловік вимагає додаткового устаткування масою 200 кг [30]. При будь-якому з можливих сценаріїв розширення бази первинні стратегії захисту на етапі впровадження перспективних технологій використання місячних ресурсів повинні бути засновані на готових рішеннях. З цієї причини, в якості основного варіанту були розглянуті системи захисту місячних модулів, що доставляються в стані повної готовності або швидко розгортаються при збиранні.

При аналізі засобів захисту від переважаючих факторів космічного простору, що включають тепловий, балістичний та радіаційний бар'єри, найбільш актуальними є питання побудови останнього. У ряді робіт були досліджені матеріали, які беруть участь в радіаційному аналізі космічних апаратів, проводилася оцінка можливостей перебування екіпажів дальніх місій в умовах радіаційного впливу, а також оцінка ефективності методів пасивного та активного захисту астронавтів від іонізуючого випромінювання. Тим не менш, багато з авторів схиляються до висновку про те, що радіаційний захист не може покладатися виключно на механічні структури космічного корабля, і необхідно організувати тимчасовий притулок. В [30] в якості притулку для захисту від solar particle events (SPE) пропонується застосувати тимчасові розсувні або розгортні укриття з матеріалів з високим вмістом водню, в тому числі поліетилену, який приблизно на 30% ефективніше алюмінію в якості поглинача випромінювання, що складається з частинок з високим зарядом і енергією. Екранування у вигляді трансформованих панелей з поліетилену високої щільності (HDPE) демонструє перспективність в зменшенні необхідної пасивної захисної маси як для захисту від сонячних подій, так і від галактичних космічних променів (GCR), що складаються з протонів, електронів і іонізованих легких елементів і мають не до кінця вивчений біологічний вплив [31]. Екранування алюмінієвої оболонки шаром графітово-епоксидної смоли [32], використання гідрованих нановолокон графіту з «колосоподібною» структурою [30] та інші відомі ефективні підходи не мають очевидних переваг в порівнянні з доступним і легким в формуванні поліетиленом. У конструкції місячних модулів горизонтальній орієнтації (Рис.2, а,б) використано додатковий захист у вигляді шарів HDPE з сумарною товщиною 7 мм, які розташовуються в міжстінному проміжку двох шарів перетворюваної силової оболонки з алюмінію.

При визначенні оптимальної конфігурації протиметеоритного бар'єру було проведено аналіз критичної товщини екрану Уіппла з алюмінієвої стінки і багатошарової ізоляції з використанням типових граничних балістичних рівнянь (BLE) ([33],[34]) при ударі бомбардуючої частки по нормалі. Запропонована схема багатошарового бар'єру враховує особливості конфігурації відомих заповнених екранів Уіппла с аналогічними параметрами захисту, розроблених NASA [35] і ESA [36].

При цьому, конфігурація [35] на основі Nextel™ і Kevlar® може бути кращим зразком завдяки легкості монтажу при можливій заміні, на відміну від конфігурації на основі Nextel™ з кевларо-епоксидними композитними пластинами в [36]. Як приклад, в [37] продемонстрована ефективність використання в якості протиметеоритного бар'єру алюмінієвої пластини товщиною 0,1 см, суміщеної з панеллю з Kevlar товщиною 0,276 см, при бомбардування алюмінієвою сферою діаметром 0,32 см на швидкості 7 км/с. Як заповнювач в запропонованій конфігурації бар'єру може використовуватися, наприклад, поліімідна піна AC 550 (0,018 g /cm²) або AC 530 (0,014 g /cm²).

Для зовнішньої теплової ізоляції типових модулів використовувалася стандартна багатошарова екранно-вакуумна ізоляція товщиною 10 мм з розділовими шарами з тканин Beta-cloth і Fiberglass Cloth, які добре зарекомендували себе в інтегрованому температурно-мікрометеоритному захисті. При розрахунку ізоляції враховувалося, що температура поверхонь модулів можуть бути вище температури на місячній поверхні через альbedo випромінювання навколишнього реголіту [38]. В тепловій ізоляції модулів використані шари стандартного металізованого Kapton®, що демонструє стабільність механічних властивостей і малу термооптичну деградацію при тривалому опроміненні. Можливо, виграш в масі екранно-вакуумної ізоляції від використання ряду нових матеріалів (наприклад, полімерних плівок в [39]) не є вирішальним фактором, однак, перспективним може бути покриття силової оболонки модулів теплоізоляційними полімерами з мікро- та наномасштабними каналами [40]. При виконанні етапу проекту було запропоновано також новий підхід до реалізації теплової захисту екстремально деформованих поверхонь металевих несучих оболонок за допомогою багатошарових покриттів, отриманих методом електронно-променевого випаровування з подальшим осадженням у вакуумі (див. [P1]).

В цілому, аналіз умов на місячній поверхні не дозволяє говорити про існування критичних технологій як в завданні забезпечення механічної цілісності, так і в завданні довготривалого захисту модулів перспективної місячної бази. Основну увагу при розробці було сфокусовано на проблемі забезпечення населеності, тобто захищеності та живучості варіантів несучих оболонок модулів, які мають здатність до компактного перетворення на час доставки. При виконанні етапу було розглянуто також можливі варіанти побудови автономних захищених об'ємів позаземних споруд та пристрій для їх безпосередньої реалізації (див. [P2]).

Безперечні переваги розкритих конструкцій, до яких відносяться їх висока компактність і відмінні масово-габаритні характеристики, істотно зростають при збільшенні дальності космічної місії. Екстраординарна вартість місячних місій, які в перспективі більш тривалі і складні в порівнянні з місією Apollo ([41]), вимагає радикальних рішень щодо

зниження витрат. По суті, подібні рішення можуть мати два шляхи: це модернізація засобів доставки або поліпшення масово-габаритних характеристик корисного навантаження. Компактне складання великогабаритних оболонкових структур місячних баз на час доставки дозволяє при інших рівних умовах знизити кількість запусків, але потребує вирішення проблема розміщення в них вантажів і встановленого обладнання. Можливо, основним недоліком розкривних і надувних (пневматичних) оболонкових конструкцій є відсутність у них просторової жорсткості, порівнянної з традиційними модулями МКС-типу. Не наділені гнучкістю поєднання екрануючих матеріалів забезпечують найкращий захист населених модулів; так, в [42] аналіз впливу радіації на екіпаж на прикладі перетвореного модуля TransHab і модуля МКС Columbus ілюструє найкращі показники екранування останнього. Меншою ефективністю в порівнянні з комбінацією металевих і синтетичних екранів модулів МКС-типу характеризується і мікрометеоритний бар'єр TransHab з шарів кевлару і поліуретанової піни, при тому що багат шарова оболонка модуля Transhab має товщину близько 0,4 м [43].

З іншого боку, використання м'яких матеріалів зменшує руйнівні ефекти вторинних іонізуючих частинок, характерних для металевих структурних матеріалів [44]. Вирішенню зазначених протиріч може передувати короткий аналіз найбільш характерних відомих концепцій населених розкривних структур. Відомо багато проектів розкривних і надувних оболонок космічного призначення, в яких більшою чи меншою мірою вирішена проблема створення оболонкової структури з достатньою жорсткістю після розкриття і з необхідними захисними функціями. Для підвищення жорсткості конструкції після розкриття пропонувалося об'єднати надувні оболонки зі структурними ребрами жорсткості, такими як стрічкові пружини [45] або структурні елементи з карбону або вектрану [46]. У деяких проектах ребрами жорсткості є окремі надувні елементи, а радіаційний захист виконано у вигляді зовнішнього поворотного сонячного щита [41]. В даному прикладі достатня компактність оболонки тимчасового притулку з внутрішнім об'ємом 12 м³ досягається завдяки її малій (близько 5 мм) товщині, що приблизно відповідає товщині скафандра Extravehicular Mobility Unit (EMU), що дорівнює 4,8 мм. Відомо також використання хімічної полімеризації, підведення тепла або ультрафіолетового опромінення для збільшення жорсткості оболонки з посиленних волокнистих термоущільнюваних матеріалів, попередньо просочених синтетичною смолою [47]. Однак, при одночасному зниженні компактності маса надувних оболонок з нейлону і латексу в роботі [48] після інтеграції стрічкових пружин збільшується в 2,4 рази. Можливо, для подібних проектів має бути розглянутий весь комплекс зовнішніх факторів космічного простору, включаючи негативні температури поверхні, а також

механічних навантажень, яким може піддаватися оболонка конструкції, наприклад, при з'єднанні модулів місячної бази.

Широко представлені концепції складаних модулів на несучій рамі з гнучкою багат шаровою оболонкою демонструють надійний спосіб досягнення структурної жорсткості оболонки і дозволяють доставити модулі бази в стані повної готовності, але в більшості випадків мають лише концептуальний характер. Так, оболонка на складаний рамі з вуглецевого волокна [49] здатна збільшити довжину більш ніж в два рази. Можна бачити, що деякий довільний фрагмент гнучкої циліндричної оболонки довжиною L модуля з радіусом R в складеному стані має конфігурацію кільця з радіусами R і $(R-L)$, тобто має площу, меншу вихідної на πL^2 . Очевидно, що при цьому додатково повинна бути розглянута можливість утворення складки покриття, що наділено всіма захисними функціями, і вплив її геометрії на компактність конструкції. Далі, в роботах [50], [51] розглянуті проекти розкривних місячних модулів, засновані на принципах архітектурної біоніки, запропонована схема побудови розкривної оболонки на базі багат шарових панелей і описані варіанти їх шарнірних з'єднань. В даному випадку потрібен аналіз компактності конструкції, а також можливості гнучких шарнірних з'єднань багат шарових панелей компенсувати переміщення при розкритті без втрати герметичності, особливо в вузлових точках перетину складок. Можливим рішенням може бути монтаж секцій на основі одного із захисних покриттів; наприклад, в [52] в якості балістичного бар'єру для розкривних оболонок пропонується використовувати накладні панелі.

У ряді робіт несучу оболонку місячної бази пропонувалося формувати з двошарової мембрани, заповненої структурною піною. Наприклад, описана в [53] підпірна тороподібна субструктура забезпечує підтримку купола конструкції, екранованої покриттям з реголіту. Крім складної технології будівництва, несні функції подібної конструкції пов'язані з наявністю тиску в куполі. Також в [54] місячна структура з двошарової композитної тканинної мембрани заповнюється самотвердіючою структурною піною (поліуретан) шляхом її вприскування зі стисненим газом, а в [55] аналізується тривалість створення необхідної для цього завдання допоміжної інфраструктури на Місяці. При діаметрі оболонки 18,3 м і корисному об'ємі близько $566,3 \text{ m}^3$ товщина подвійної стінки зі структурною піною становить 30,5 см. Треба відзначити, що для екранованих реголітом модулів розміром $6,1 \times 6,1 \times 3,0$ м з несучою рамною конструкцією [56] товщина мембрани надувного зводу з Kevlar 49 оцінена всього в 0,3 мм. Навпаки, несучі і захисні функції місячного модуля в проекті Корнеу [57] забезпечує сама оболонка з реголітного бетону, яка формується шляхом нанесення на надувну опалубку, яка в подальшому видаляється. Кожна з перерахованих концепцій з екрануванням реголітом може бути реалізована після створення відповідної промислової

інфраструктури в складі стаціонарної місячної бази, і вимагає уваги також проблема напружень в оболонці, викликаних температурними деформаціями.

Нарешті, «гібридний» підхід до створення місячних баз з використанням технологій розкриття представлений перспективними проектами, в яких вирішувалася задача оптимізації операційної універсальності і сумісності окремих модулів. Описані в [58] концепції демонструють як спільне використання жорстких і пневматичних модулів, так і поєднання несучих і гнучких сегментів в одній конструкції. Подібне рішення представлено і в роботі [59], де гібридна структура складається з двох жорстких циліндрів зі сферичними торцями, поєднаних надувним циліндром завдовжки 4,6 м після розгортання. Автори робіт вказують на переваги подібних гібридних підходів; зокрема, жорсткі секції забезпечують можливість доставки вбудованого, попередньо встановленого обладнання, герметизацію і захист внутрішніх систем під час запуску і посадки за допомогою надійних точок кріплення, а перетворювана оболонка забезпечує зменшення маси і об'єму при доставці. Потрібно відзначити, що висока компактність розкритої оболонки обумовлено не тільки гнучкістю її структурних шарів, але й мінімізацією їх набору. Так, в роботі [60] пропонується стандартизувати і пристосувати для різних розмірів і призначень модулів комбінації захисних шарів, до переліку яких не входить окремий радіаційний захист, - в модулі TransHab, зокрема, ця проблема вирішується за рахунок жорсткого циліндричного ядра.

При виконанні етапу проекту було розглянуто можливість поєднання в оболонці захищеної пневматичної конструкції описаних вище переваг, які характерні як для розкритих, так і для стаціонарних модулів МКС-типу. Тонка силова оболонка конструкції може бути виготовлена з традиційних для жорстких несучих модулів матеріалів, таких як алюміній, якщо досягається можливість її компактного складання і подальшого розкриття зі збереженням структурної цілісності. Поєднуючи жорсткість і перетворюваність, подібна оболонка може мати також і великі в порівнянні з м'якими пневматичними конструкціями показники захищеності, що за аналогією з модулями МКС забезпечується чергуванням металевих, синтетичних і композитних бар'єрів. Нарешті компактність подібного модуля може перевищувати компактність пневматичних конструкцій, посиленних структурними ребрами жорсткості, складним перетворюваним або твердим каркасом. Населеність і ергономічність внутрішнього простору подібного модуля може бути забезпечена за допомогою відомих рішень, наприклад, конструкції підлоги з використанням ідеї композитного матеріалу.

Можливість компактного складання досяжна для металевих оболонок на основі поверхонь нульової гаусової кривизни, зокрема, в роботі [61] дана порівняльна оцінка розкритого конуса і циліндра. Вибір конічної

оболонки для перетворюваних модулів місячної бази пояснюється не тільки її істотно більш високою компактністю, але і відсутністю торкань і накладень компактних складок. Саме ця властивість дозволяє покрити складчасту металеву поверхню модуля стандартними гнучкими шарами захисних бар'єрів і безперешкодно розкривати їх в зборі шляхом створення надлишкового тиску у внутрішньому об'ємі оболонкової конструкції. Випробувальний зразок на Рис.3 демонструє запропоноване конструктивне рішення перетворюваного модуля горизонтальної конфігурації з багат шаровою оболонкою в компактному (а) і розкритому (б) стані. Виконана двошаровою, несуча оболонка модуля з алюмінієвого сплаву 2219-T62, по суті, є аналогом стандартного екрану Уіппла з заповнювачем, який виконує функції радіаційного бар'єру і частково підвищує жорсткість розкритої оболонки. Силова оболонка модуля сформована з восьми розкривних конічних секцій, об'єднаних шпангоутами. Можливість збереження несучих властивостей модуля в розкритому стані досягається завдяки способу ізометричного складання гладкої конічної оболонки, при якому утворення складок відбувається практично без розтягування і стиснення конструкційного матеріалу. Відповідно, для складання та подальшого розкриття багат шарової стінки модуля все її шари (Рис.3, в) повинні бути максимально взаємно ізометричними і по черзі перетворені в кільцеві складки, практично еквівалентні одна одній. При малій товщині формуючих конічну оболонку захисних шарів це можливо в тому випадку, коли їх серединні поверхні є геометрично еквівалентними.



Рис. 3. Випробувальний зразок перетворюваного модуля в компактному (а) і розкритому (б) стані; фрагмент чисельної моделі розкриття двошарової несучої оболонки модуля з алюмінієвого сплаву з заповнювачем з листового поліетилентерефталату (в)

Зовнішнє покриття несучої оболонки включає балістичний і тепловий бар'єр і сформовано з гнучких матеріалів, при цьому, можливість утворення складок зі збереженням структурної цілісності за аналогією з [62] не викликає сумнівів. Технологічний зазор між шпангоутами дозволяє м'якій зовнішній захисній оболонці формувати довільні складки, переміщення елементів поверхні покриття загальною товщиною близько

50 мм компенсуються демпфуючим прошарком (damping layer) з поліуретану, стійкість до радіаційного деградації якого описана, зокрема, в [63]. При цьому, самі несні шпангоути можуть служити вузлами точок кріплення встановленого обладнання в процесі його доставки, що дає розкривній конструкції переваги її жорстких або гібридних аналогів, зазначені в [59]. У якості проміжних структурних шарів протиметеоритних покриттів можуть розглядатися і нестандартні рішення, наприклад, металеві сітки, живучість яких в умовах мікрометеоритного впливу описана в [64].

Далі, в зазорі між двома несучими стінками з алюмінію формується багатошаровий радіаційний бар'єр з шарів поліетилену з тефлоновим покриттям для зниження їх взаємного тертя. Оцінка впливу космічної експозиції на механічну деградацію властивостей тефлонової ізоляції описана, зокрема, в [65]; передбачається, що в замкнутому герметичному міжстінному проміжку не виникає стійких дифузійних з'єднань між поверхнями шарів, які можуть перешкоджати їх взаємному ковзанню. При повному розкритті усуваються малі міжшарові зазори в області вершин складок, і багатошарова оболонка модуля набуває властивостей єдиної несучої структури.

Важливою особливістю трансформованою конструкції є умови сполучення зовнішніх шарів несучої оболонки і шарів заповнювача, що виконують функцію радіаційного бар'єру. Для дослідження процесу їх взаємодії було виконано чисельне моделювання процесу розкриття багатошарової оболонки модуля. Розглянута конструкція оболонки складається з двох шарів з алюмінієвого сплаву 2219-T62 товщиною 1,5 мм і розташованих між ними шарів заповнювача - листового поліетилентерефталату з сумарною товщиною 7 мм; жорсткий зв'язок між несучими шарами і заповнювачем відсутній. Для моделювання несучих шарів в чисельній тривимірній скінченно-елементній моделі застосовані просторові оболонкові скінченні елементи (SE) загального положення. Заповнювач моделювався восьмивузловими об'ємними SE, взаємодія несучих шарів і прошарків заповнювача моделювалася за допомогою контактних пар. Для матеріалу заповнювача прийнята білінійна модель ізотропного зміцнення, заснована на використанні критерію текучості Мізеса

$$f(\sigma, \sigma_y) = \sigma_e - \sigma_y = 0, \quad (2)$$

де σ_e – еквівалентні напруження, σ_y – напруження текучості для прийнятого матеріалу. В якості основного навантаження прийнято тиск газу у внутрішньому об'ємі герметичної оболонки, тобто навантаження прикладається до внутрішнього несучого шару конструкції. Моделювання процесу розкриття багатошарової оболонки модуля пов'язано з необхідністю врахування значних лінійних і кутових переміщень

конструктивних елементів. Додаткове коригування моделі, обумовлене зміною властивостей матеріалів в процесі навантаження конструкції, було реалізовано рішенням задачі в нелінійній постановці. У якості розрахункового методу застосовувався покроковий ітераційний метод Ньютона-Рафсона з контрольною перевіркою рішення на кожному кроці навантаження.

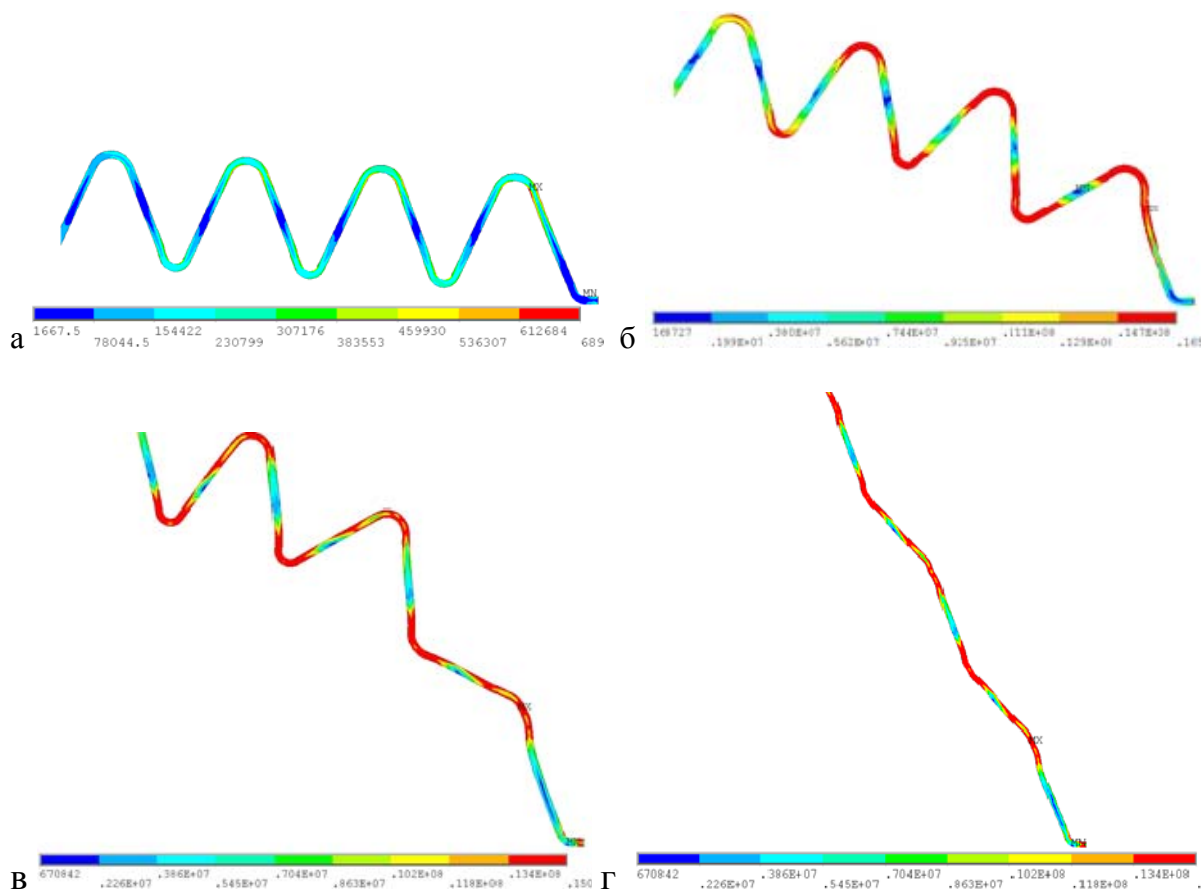


Рис.4 Результати чисельного моделювання процесу розкриття оболонки модуля; поля розподілу еквівалентних напружень σ_e , [Па] в багат шаровому заповнювачі на початковій (а), проміжних (б, в) і кінцевій (г) стадіях розкриття

Результати чисельного моделювання в тривимірній постановці (Рис. 4, а-г) ілюструють величини еквівалентних напружень в структурних шарах заповнювача силової оболонки розкривного модуля. На заключній стадії перетворення величини еквівалентних напружень в оболонці конструкції складають $\sigma_e = 13,4$ МПа, що становить близько 16% від величини межі плинності для листового поліетилентерефталату ($\sigma_T = 85$ МПа по DIN EN ISO 527) та ~ 54 % для поліетилену високої щільності (HDPE) ($\sigma_T = 22 \dots 25$ МПа). У несучих шарах багат шарової оболонки (Рис.5) максимальні значення еквівалентних напружень незначно перевищують межу

плинності; найбільші значення напружень $S_{mises} = 329$ МПа розташовані в вершинах гофрів, де матеріал оболонки (алюмінієвий сплав 2219-T62) зазнає пластичних деформацій, і носять локальний характер.

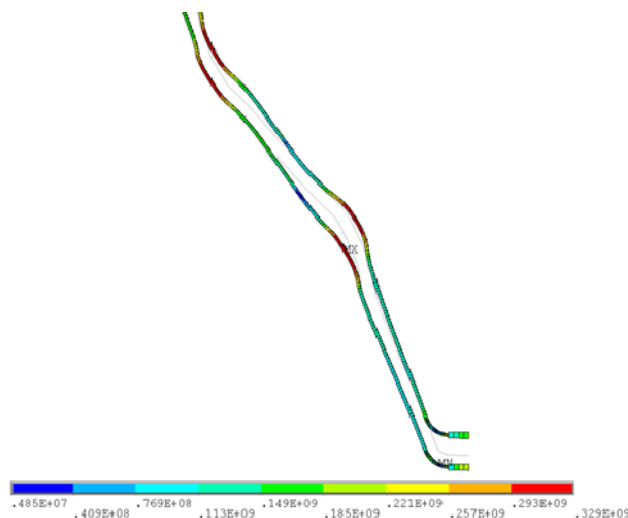


Рис.5 Поля розподілу еквівалентних напружень в несучих шарах оболонки модуля з алюмінію (Па) на завершальній стадії розкриття

Величини максимальних переміщень в чисельній моделі після скидання тиску дозволяють оцінити коефіцієнт перетворення всієї конструкції, тобто відношення її довжин в розкритому і компактному положеннях. Критерієм повноти розкриття модуля є сталість величини зворотних пружних деформацій оболонки після скидання внутрішнього тиску, максимальне значення якого в експерименті з перетворенням виконаної в масштабі 1:10 моделі (Рис, 3, (б)) становило близько 60 кПа. Після повного розкриття кільцеві ребра жорсткості сприяють підвищенню її структурної міцності в меридіональному і окружному напрямках за аналогією з арматурними ребрами м'якого «rimprkin» balloon [66] або тороїдального надувного елемента [67],[68], що має дві кривизни в двох головних напрямках. Розрахункові параметри складок при заданій конфігурації захисних шарів дозволяють розкрити кінчні секції модуля, збільшивши при цьому його лінійний розмір в три рази, тобто з 2000 мм до 6000 мм.

Проведений комплекс досліджень демонструє можливість використання тонкостінних конструкцій перетворюваного об'єму у якості захищених оболонкових модулів довготривалих напланетних споруд. Напрямок подальших робіт має включати лабораторні дослідження на натурних зразках перетворюваних оболонок із використанням обраних матеріалів для фізичного моделювання розкриття несучої оболонки з інтегрованим балістичним, радіаційним та тепловим бар'єрами.

ПЕРЕЛІК ЛІТЕРАТУРНИХ ПОСИЛАНЬ

- [1] M.A. Perino, F. Fenoglio, S. Pelle, P. Couzin, J. Thaeter, F. Eilingsfeld, B. Hufenbach, A. Bergamasco, Outlook of possible European contributions to future exploration scenarios and architectures, *Acta Astronaut.* 88 (2013) 25–34.
- [2] The Global Exploration Roadmap 2018
https://www.globalspaceexploration.org/wordpress/wpcontent/isecg/GER_2018_small_mobile.pdf
- [3] Wörner, J., ESA Director General Jan Wörner Meets the Press, International Astronautical Federation Global Networking Forum, 66th International Astronautical Congress, 13 October 2015, Jerusalem.
- [4] Brent Sherwood, Space architecture for MoonVillage, *Acta Astronaut.* 139 (2017) 396–406.
- [5] Dominik Quantius, Daniel Schubert, Volker Maiwald, Rosa París Lopéz, Jens Hauslage, Wolfgang Seboldt, Ondrej Doule, Irene Lia Schlacht, Stephen Ransom, Initial design of laboratories for sustainable habitation, *Acta Astronaut.* 94 (2014) 541–562.
- [6] A.M. Jablonski, K.A. Ogden, Technical Requirements for Lunar Structures, *J. Aerosp. Eng.* 21(2) (2008) 72-90.
- [7] J. Blamont, A roadmap to cave dwelling on the Moon and Mars, *Adv. Space Res.* 54 (2014) 2140–2149.
- [8] C.W. Lam, J.T. James, R. McCluskey, S. Cowper, J. Balis, C. Muro-Cacho, Pulmonary toxicity of simulated lunar and Martian dusts in mice: I. Histopathology 7 and 90 days after intratracheal instillation, *Inhal Toxicol.* 14 (2002) 901–916.
- [9] J.R. Gaier, The effects of Lunar dust on EVA systems during the Apollo missions, NASA/TM-2005-213610, Glenn Research Center (2005).
<https://history.nasa.gov/alsj/TM-2005-213610.pdf>.
- [10] E.N. Khalili, Lunar structures generated and shielded with on-site materials, *J. Aerosp. Eng.* 2 (3) (1989) 119-129.
- [11] Criswell, D. R. (1976). "On lunar utilization." *Lunar Science VII, Special Session Abstracts*, Lunar Science Institute, Houston, Tex, iii-vi.
- [12] Meek, T. T., et al. (1985). "Microwave processing of lunar materials: Potential applications." *Lunar Bases and Space Activities of the 21st Century*, Lunar and Planetary Institute, Houston, Tex., 479-486.
- [13] H. Benaroya, L. Bernold, K.M. Chua, Engineering, Design and Construction of Lunar Bases, *J. Aerosp. Eng.* 15 (2002) 33-45.
- [14] Tomáš Rousek, Katarina Eriksson, Ondřej Doule, SinterHab, *Acta Astronaut.* 74 (2012) 98–111.
- [15] R.B. Malla, T.G. Gionet, Dynamic Response of a Pressurized Frame-Membrane Lunar Structure with Regolith Cover Subjected to Impact Load, *J. Aerosp. Eng.* 26 (4) (2013) 855–873.

- [16] V. Dayal, Conceptual Design of Pressurized Shelters on the Lunar Surface, *J. Aerosp. Eng.* 27 (1) (2014) 33-39.
- [17] J.C. Mankins, Modular architecture options for lunar exploration and development, *Space Technol.* 21(1-2) (2001) 53-64.
- [18] C. Meyers, H. Toutanji, Analysis of Lunar-Habitat Structure Using Waterless Concrete and Tension Glass Fibers, *J. Aerosp. Eng.* 20 (4) (2007) 220-226.
- [19] S. Lim, V.L. Prabhu, M. Anand, L.A. Taylor, Extra-terrestrial construction processes - advancements, opportunities and challenges, *Adv. Space Res.* 60 (2017) 1413-1429.
- [20] H. Benaroya, S. Mottaghi, Z. Porter, Magnesium as an ISRU-Derived Resource for Lunar Structures, *J. Aerosp. Eng.* 26 (1) (2013) 152-159. DOI: 10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000235.
- [21] S. Mottaghi, H. Benaroya, Design of a Lunar Surface Structure. I: Design Configuration and Thermal Analysis, *J. Aerosp. Eng.* 28 (1) (2015) 04014052(12).
- [22] S. Mottaghi, H. Benaroya, Design of a Lunar Surface Structure. II: Seismic Structural Analysis, *J. Aerosp. Eng.* 28 (1) (2015) 04014053 (8).
- [23] Smith, R. E., and West, G. S. (1982). "Space and planetary environment criteria guidelines for use in space vehicle development." *NASA Technical Memorandum 82478*, Vol. 1.
- [24] Timoshenko, S., and Woinowsky-Krieger, S. (1959). *Theory of plates and shells*. McGraw-Hill Book Company, New York, N.Y.
- [25] ETD-2015-6721.pdf – S.J. Indyk, Structural members produced from unrefined lunar regolith, a structural assessment,
- [26] Larry Bell, Correlations between CEV and planetary surface systems architecture planning, *Acta Astronaut.* 61 (2007) 500 – 505.
- [27] M.Z. Naser, A.I. Chehab, Materials and design concepts for space-resilient structures, *Prog. Aero. Sci.* 98 (2018) 74-90.
- [28] D. Tucker, E. Ethridge, H. Toutanji, Production of glass fibers for reinforcing lunar concrete, in: 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2006 Jan, pp. 9-12.
- [29] W. P. Schonberg, F. Schäfer, R. Putzar, Some Comments on the Protection of Lunar Habitats against Damage from Meteoroid Impacts, *J. Aerosp. Eng.* 23 (1) (2010) 90-97.
- [30] L. Bell, O. Bannova, Lunar Habitat Micrometeoroid and Radiation Shielding: Options, Applications, and Assessments, *J. Aerosp. Eng.* 24 (2011) 72-78.
- [31] Rais-Rohani, M. (2005). "On structural design of a mobile lunar habitat with multi-layered environmental shielding." *NASA ICR-2005-213845*, Mississippi State Univ., Mississippi State, Miss., 8-10.
- [32] J. Miller, C. Zeitlin, L. Heilbronn, T. Borak, T. Carter, K. A. Frankel, A. Fukumura, T. Murakami, S.E. Rademacher, W.Schimmerling, C. Stronach,

Ground-based simulations of cosmic ray heavy ion interactions in spacecraft and planetary habitat shielding materials, *Acta Astronaut.* 42 (1998) 389-394.

[33] Christiansen, E. L., Arnold, J., Corsaro, B., Davis, A., Giovane, F., Hyde, J., Lear, D., Liou, J. C., Lyons, F., Prior, T., Ratliff, M., Ryan, S., and Studor, G., "Handbook for Designing MMOD Protection," NASA TM-2009-214785, 2009.

[34] "Protection Manual," Inter-Agency Space Debris Coordination Committee Rept. IADC-04-03, Ver. 4.0, 2011.

[35] E.L. Christiansen, K. Nagy, D. Lear, T. Prior, Space Station MMOD Shielding, *Acta Astronaut.* 65 (2009) 921–929.

[36] Thermal control and radiation + ballistic – R. Destefanis, F. Schaefer, M. Lambert, M. Faraud, E. Schneider, Enhanced Space Debris Shields for Manned Spacecraft, *International Journal of Impact Engineering* 29 (2003) 215–226.

[37] E.P. Fahrenthold, Computational Design of Metal–Fabric Orbital Debris Shielding, *J. Spacecr. Rockets* 54 (5) (2017) 1060-1067.

[38] Ramesh B. Malla, Kevin M. Brown, Determination of temperature variation on lunar surface and subsurface for habitat analysis and design, *Acta Astronaut.* 107 (2015) 196-207.

[39] Materials in a Space Environment - M. Moser, C. Ranzenberger, Space Environmental Testing of Novel Candidate Materials for Multilayer Insulation, *J. Spacecr. Rockets* 53 (6) (2016) 1134-1140.

[40] E.D. Schmid, D.R. Salem, Fabrication technique and thermal insulation properties of micro- and nano-channeled polymer composites, *Acta Astronaut.* 116 (2015) 68–73.

[41] Samuel S. Schreiner, Timothy P. Setterfield, Daniel R. Roberson, Benjamin Putbrese, Kyle Kotowick, Morris D. Vanegas, Mike Curry, Lynn M. Geiger, David Barmore, Jordan J. Foley, Paul A. LaTour, Jeffrey A. Hoffman, James W. Head, An overnight habitat for expanding lunar surface exploration, *Acta Astronaut.* 112 (2015) 158–165.

[42] Lisandro M. Martinez, Jennifer Kingston, Space radiation analysis: Radiation effects and particle interaction outside the Earth's magnetosphere using GRAS and GEANT4, *Acta Astronaut.* 72 (2012) 156–164.

[43] M.M. Cohen, Carbon Radiation Shielding for the Habot Mobile Lunar Base, SAE Technical Paper Series, SAE International, Warrendale, 2004.

[44] Erik J. Brandon, MaxVozoff, Elizabeth A. Kolawa et al, Structural health management technologies for inflatable/ deployable structures: Integrating sensing and self-healing, *Acta Astronaut.* 68 (2011) 883–903.

[45] Scott J.I. Walker, Anthony D. McDonald, Toshihiko Niki, Guglielmo S. Aglietti, Initial performance assessment of hybrid inflatable structures, *Acta Astronaut.* 68 (2011) 1185–1192.

[46] J. Wei, H. Tan, W. Wang, X. Cao, Deployable dynamic analysis and on-orbit experiment for inflatable gravity-gradient boom, *Adv. Space Res.* 55 (2015) 639–646.

- [47] M.C. Natori, Ken Higuchi, Koji Sekine, Kakuma Okazaki, Adaptivity demonstration of inflatable rigidized integrated structures (IRIS), *Acta Astronaut.* 37 (1995) 59-67.
- [48] Andrew J.Cook, Scott J.I. Walker, Experimental research on tape spring supported space inflatable structures, *Acta Astronaut.* 118 (2016) 316-328.
- [49] C. Burattini, F. Bisegna, F. Gugliermetti, M. Marchetti, A new conceptual design approach for habitative space modules, *Acta Astronaut.* 97 (2014) 1–8.
- [50] Petra Gruber, Barbara Imhof, Transformation: structure/space studies in bionics and spacedesign, *ActaAstronaut.* 60 (2007) 561–570.
- [51] Petra Gruber, Sandra Häuplik, Barbara Imhof, Kürsad Özdemir, Rene Waclavicek, Maria Antoinetta Perino, Deployable structures for a human lunar base, *ActaAstronaut.* 61(2007)484–495.
- [52] Sandro Mileti, Giuseppe Guarrera, Mario Marchetti, Giorgio Ferrari, Marco Nebbiolo, Gerlando Augello, Grazia Biletti, Emiliano Carnà, Andrea Marranzini, Fabio Mazza, The FLECS expandable module concept for future space missions and an overall description on the material validation, *ActaAstronaut.* 59(2006) 220–229.
- [53] Haym Benaroyaa, Leonhard Bernold, Engineering of lunar bases, *Acta Astronaut.* 62 (2008) 277 – 299.
- [54] P.Y. Chow, T.Y. Lin, Structural engineer's concept of lunar structures, *J. Aerosp. Eng.* 2 (1) (1989) 1-9.
- [55] P.Y. Chow, Construction of pressurized, self supporting membrane structure on moon, *J. Aerosp. Eng.* 5 (3) (1992) 274-281.
- [56] P.S. Nowak, W.Z. Sadeh, L.A. Morroni, Geometric modeling of inflatable structures for lunar base, *J. Aerosp. Eng.* 5 (3) (1992) 311-322.
- [57] A. Bierbaumer, P. Meschik, Design project Konpneu, Institute for Design, Construction and Installation, HB2, TU Vienna, 2006.
- [58] Olga Bannova, LarryBell, Designing from minimum to optimum functionality, *Acta Astronaut.* 68 (2011) 760–769.
- [59] Claudio Finetto, Cesare Lobascio, Alessandro Rapisarda, Concept of a Lunar FARM: Food and revitalization module, *Acta Astronaut.* 66 (2010) 1329–1340.
- [60] Marco C. Bernasconi, On an economic approach to the development of flexible-wall shelters for space exploration and utilization, *Acta Astronaut.* 63 (2008) 682 – 686.
- [61] L. Lobanov, V. Volkov, A. Yakimkin, Construction Methods and Comparative Evaluation of Metal Deployable Load-carrying Shell Structures, *J. Aerosp. Technol. Manag.* 10 (2018) e3818. doi:10.5028/jatm.v10.959.
- [62] A.T. Kearsley, G.A. Graham, Multi-layered foil capture of micrometeoroids and orbital debris in low Earth orbit, *Adv. Space Res.* 34 (2004) 939–943. doi:10.1016/j.asr.2003.01.020.

- [63] Materials in a Space Environment - Lewandowski, S., Duzelier, S., Eck, J., Dagrass, S., Tonon, C., Jochem, H., ... Desmarres, J. M., Particle Flux Effects on Physicochemical Polymer Degradations. *J. Spacecr. Rockets*, 53(6), 1146–1151.
- [64] K. Makihara, N. Matsumoto, Survival Probability of Hollow Cylindrical Mesh Tether Under Space Debris Impact, *J. Spacecr. Rockets* 53 (3) (2016) 520-527.
- [65] K.K. De Groh, B.A. Perry, B.A. Banks, Effect of 1.5 Years of Space Exposure on Tensile Properties of Teflon, *J. Spacecr. Rockets* 53 (6) (2016) 1002-1011.
- [66] J.L. Rand, M.L. Phillips, An analysis of the deployment of a pumpkin balloon at Mars, *Adv. Space Res.* 33 (2004) 1812–1818.
- [67] S.C. Gajbhiye, S.H. Upadhyay, S.P. Harsha, Finite element analysis of an inflatable torus considering air mass structural element, *Adv. Space Res.* 53 (2014) 163–173.
- [68] Andrew C. Young, William G. Davids, Daniel J. Whitney, Joshua D. Clapp, Andrew J. Goupee, Structural testing and analysis of a braided, inflatable fabric torus structure, *Acta Astronaut.* 139 (2017) 189-200.

Звіт затверджено на засіданні секції №4 Вченої ради ІЕЗ ім. Є.О. Патона НАН України. Протокол №7 від 15.11.2018 р.

Результати досліджень по тематиці проекту на даному етапі роботи відображено в 1 друкованій праці, що включено до бази SCOPUS:

[P1] L.M. Lobanov, A.I. Ustinov, V.S. Volkov, A.A. Mokhniuk, V.A. Telichko, S.A. Demchenkov, Al/TiO₂ bilayer coatings for space applications: mechanical and thermoradiation properties, *Thin Solid Films* 668 (2018) 30-37. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.tsf.2018.10.017>. Impact Factor: 2017: 1.939.

а також у матеріалах патентування:

[P2] Лобанов Л.М. та ін. «Спосіб побудови захищених об'ємів позаземних споруд та пристрій для його реалізації (варіанти)». - Патент України на винахід №118059. – Опубл.12.11.2018, Бюл.№21/2018.