

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

**ДВНЗ «ПРИДНІПРОВСЬКА ДЕРЖАВНА АКАДЕМІЯ
БУДІВНИЦТВА ТА АРХІТЕКТУРИ»**

**АРХІТЕКТУРНО-КОНСТРУКТИВНІ ТА ІНЖЕНЕРНО-ТЕХНІЧНІ
РІШЕННЯ ЖИТЛОВИХ МОДУЛІВ МІСЯЧНОЇ БАЗИ.
ТОМ 2**

Колективна монографія

**За загальною редакцією
д-ра техн. наук, професора Миколи Савицького**

**Дніпро
2021**

УДК 72:711.427(158)

А 87

Рекомендовано до друку Вченою радою ДВНЗ «Придніпровська державна академія будівництва та архітектури» (Протокол №7 від 28.12.2021 р.)

Авторський колектив:

Микола Савицький, д.т.н., проф., головний редактор; **Світлана Шехоркіна**, д.т.н., доц.; **Марина Бордун**, PhD; **Владислав Данішевський**, д.т.н., проф.; **Тетяна Нікіфорова**, д.т.н., проф.; **Галина Євсєва**, д.н.держ-упр., проф.; **Сергій Шатов**, д.т.н., проф.; **Олександр Адегов**, к.т.н., доц.; **Віктор Воробйов**, к.арх., доц.; **Оксана Зінкевич**, к.т.н., доц.; **Марина Ляховецька-Токарєва**, к.т.н., доц.; **Олександр Конопляник**, к.т.н., доц.; **Олена Коваль**, к.т.н., с.н.с.; **Анатолій Титюк**, к.т.н., доц.; **Олександр Савицький**, к.т.н.; **Тетяна Шевченко**, к.т.н., доц.; **Євген Юрченко**, к.т.н., доц.; **Анастасія Гайдар**, к.т.н.; **Ольга Бондаренко**, архітектор; **Олександр Лясота**, інженер; **Ігор Марченко**, інженер; **Андрій Савицький**, магістр; **Валерій Іншаков**, інженер; **Наталія Куліченко**, архітектор; **Віталій Страшко**, інженер.

Рецензенти:

Назаренко І.І., д-р техн. наук, професор, президент Академії будівництва України;

Оковитий С.І., д-р хім. наук, професор, ректор Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара;

Сухий К.М., д-р техн. наук, професор, ректор Українського державного хіміко-технологічного університету.

Архітектурно-конструктивні та інженерно-технічні рішення житлових модулів Місячної бази. Том 2: колективна монографія / А 87 М. Савицький, С. Шехоркіна, М. Бордун [та ін.]; за заг. ред. д-ра техн. наук, проф. М. Савицького. – Дніпро: ФОП Удовиченко О.М., 2021. – 100 с.

ISBN_978-966-323-228-7

У колективній монографії (том 2), що є продовженням досліджень, матеріали яких викладені в Томі 1, представлені результати досліджень щодо інноваційної архітектурної концепції створення житлово-виробничого середовища та інфраструктури Місячної бази. Наведені конструктивні рішення будівель та споруд місячної бази, особливості розрахунку купола - оболонки місячного модуля. Приведені дані щодо забезпечення мікроклімату виробничих і житлових приміщень в умовах Місяцю. Виконано теплофізичне моделювання житлового модулю місячної бази та основні параметри системи забезпечення теплового режиму.

УДК 72:711.427(158)

© Савицький М. В., 2021

© ДВНЗ «Придніпровська державна академія будівництва та архітектури», 2021

ЗМІСТ

РОЗДІЛ 1. КОНСТРУКТИВНІ РІШЕННЯ МІСЯЧНИХ МОДУЛІВ	4
1.1. Етапи будівництва на Місяці	4
1.2. Класифікація місячних модулів	5
1.3. Захист місячного модуля від пошкодження метеороїдами	8
1.4. Конструктивні рішення будівель та споруд місячної бази	12
1.5. Особливості розрахунку купола-оболонки місячного модуля	30
1.6. Аналіз напружено-деформованого стану монолітної оболонки купола для місячного житлового модуля	39
ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 1	48
ПЕРЕЛІК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ ДО РОЗДІЛУ 1	48
РОЗДІЛ 2. РОБОЧІ ТА ЖИТЛОВІ КОМПЛЕКСИ. ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ МІКРОКЛІМАТУ ПРИМІЩЕНЬ	50
ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 2	67
ПЕРЕЛІК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ ДО РОЗДІЛУ 2	68
РОЗДІЛ 3. ТЕПЛОФІЗИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ЖИТЛОВОГО МОДУЛЮ МІСЯЧНОЇ БАЗИ ТА ОСНОВНІ ПАРАМЕТРИ СИСТЕМИ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМУ	69
3.1. Вступ	69
3.2. Основні характеристики місячного середовища	70
3.3. Конструктивні схеми житлового модуля	73
3.4. Тепловий баланс на поверхні Місяця та поширення теплоти у місячному ґрунті	75
3.5. Тепловий стан житлового модулю	77
3.6. Основні параметри системи забезпечення теплового режиму	86
3.7. Напружено-деформований стан куполу житлового модулю	92
ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 3	94
ПЕРЕЛІК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ ДО РОЗДІЛУ 3	97
ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ	99

РОЗДІЛ 1

КОНСТРУКТИВНІ РІШЕННЯ МІСЯЧНИХ МОДУЛІВ

1.1. Етапи будівництва на Місяці

В процесі освоєння Місяця людиною передбачаються чотири комбіновані етапи місій польотів, дослідження, наукової розвідки, перебування та освоєння ресурсів. Кожна з місій має на меті забезпечити присутність людини у цьому позаземному середовищі, а також освоєння космічних ресурсів на благо Землі.

Етапи місій різняться залежно від ступеня присутності людини, масштабів інженерних розробок та наукових досліджень, а також ступеня освоєння космічних ресурсів.

Пропонуються такі етапи місій:

Етап 1. Розвідка.

Місячна інфраструктура буде розвинена тільки в тій мірі, яка необхідна для тестування та отримання досвіду роботи з місячними системами для наступних місій збільшеної тривалості.

Етап 2. Наука.

Наукові дані, необхідні для виконання місій, будуть отримані в результаті великих операцій на Місяці. Початкові прилади на Місяці будуть портативними, а на останніх етапах реалізації акцент буде перенесений на великі наукові експерименти та розміщення інструментарію для наступного будівництва, обслуговування та експлуатації.

Етап 3. Тривале перебування і дослідження.

Такі місії передбачають постійну присутність людини на Місяці для розвитку житлово-виробничої бази та інфраструктури у поєднанні з науковими дослідженнями. Однією з основних цілей буде створення системи життєзабезпечення, самозабезпечення газами для дихання та виробництва продуктів харчування на Місяці. Завдяки цій стадії на Місяці будуть можливі великі космічні та поверхневі операції з метою надати необхідні дані про життя на Місяці та інженерні дані для підготовки до майбутніх дослідницьких місій.

Етап 4. Використання космічних ресурсів.

Дані місії спрямовані на максимальне використання доступних космічних ресурсів для безпосередньої підтримки дослідницьких місій. Вони також спрямовані на розвиток доступності ресурсів для більш широкого діапазону використання - житла, наукових станцій, виробництва енергії, будівництва та багатьох інших довгострокових видів діяльності.

1.2. Класифікація місячних модулів

Основою проектування місячних модулів є класифікація проектів за основними характерними ознаками.

Серед таких ознак можна виділити наступні:

1. Тип місії - початкові операційні можливості, довгострокова або короткотермінова тривалість, наукові експерименти, використання місцевих ресурсів.

2. Розмір екіпажу - може варіюватися від 3 до 18 або більше.

3. Загальна тривалість перебування - місячний день або більше, до невизначеності.

4. Модульність - це рівень модульності конструкції та типів модулів житлового середовища.

5. Заходи охорони навколишнього середовища - захист від радіації, температурних впливів, контроль місячного пилу тощо.

6. Розміщення - вище / нижче поверхні, екваторіальна / полярна локація.

7. На додаток до основної вищенаведеної схеми класифікації, місячні модулі можна розподілити за типом конструкції, таких як:

1. **Збірні модулі:** вони складаються з самостійних герметичних підмодулів, побудованих на Землі та доставлених до місячної поверхні або на безпосередньо на Місяці.

2. **Монолітні модулі:** виконуються у вигляді монолітної залізобетонної оболонки безпосередньо на поверхні Місяця із використанням місцевих ресурсів (місячного бетону, фіброволоконного армування) методом 3D-друку.

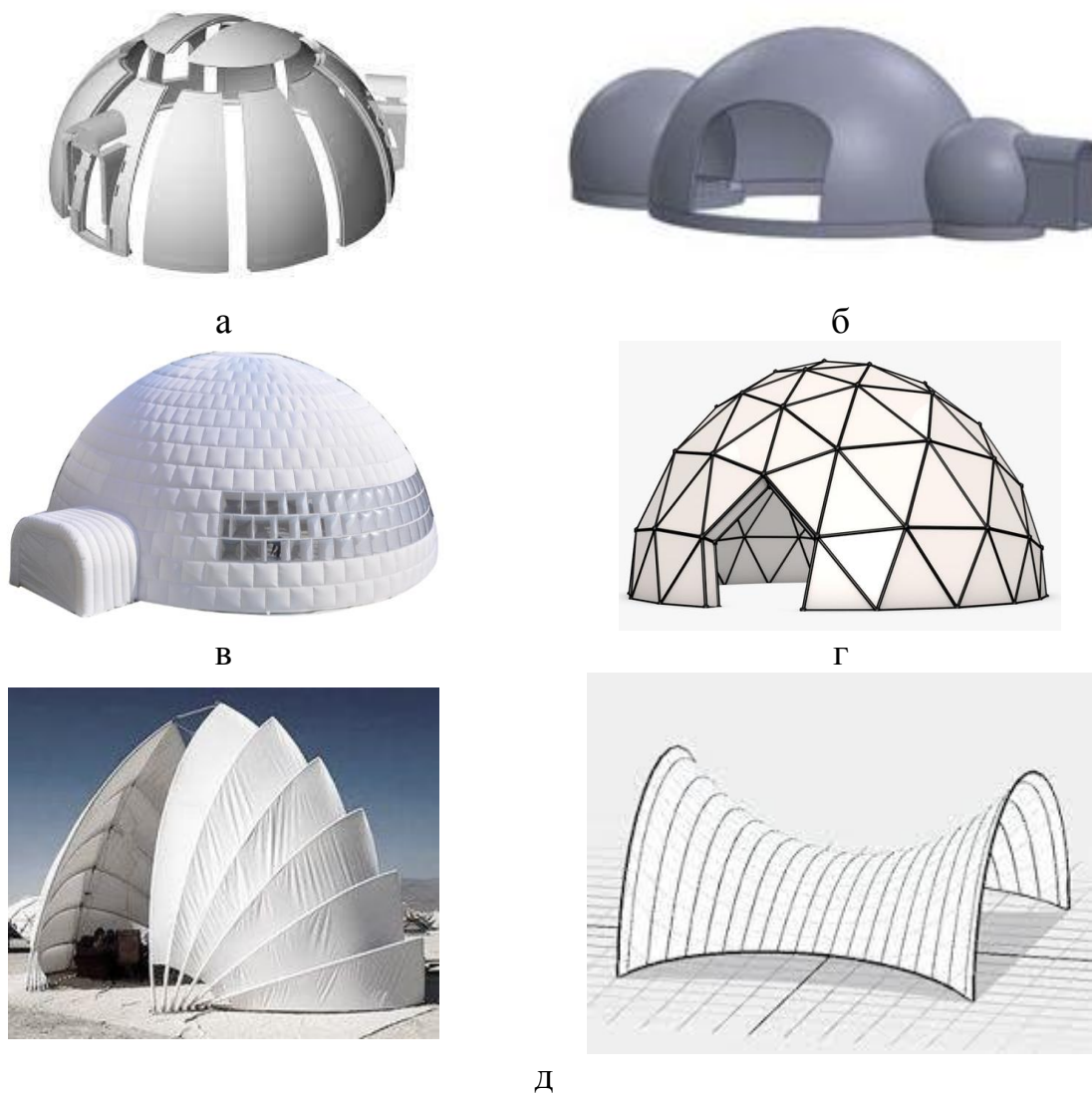
3. **Пневматичні структури:** будь-які структури, що підтримуються дією внутрішнього тиску, що створюється штучно. В таких структурах можуть використовуватись або окремі надувні несучі елементи (колони, балки тощо) або вся структура модуля є надувною. Оболонка виконується із одно- або кількшарової мембрани, що підтримує форму та виконує несучі функції за рахунок тиску газів.

4. **Рамні конструкції зі збірних елементів.** Несуча структура модуля складається з окремих елементів. Елементи як правило виготовляються з металевого трубчастого профілю і з'єднуються за допомогою конекторів. Кожен окремий елемент працює на осьові сили (розтяг або стиск). Типовим «земним» прикладом є геодезичний купол.

5. **Тентові структури:** вони складаються гнучких композитних мембран. Ці конструкції, що використовуються для організації як тимчасового, так і постійного притулку, можуть бути виготовлені з закритими або відкритими бічними стінками. Вони складаються з м'якої водонепроникної тканини, яка розтягується, закріплюючи ті ж кінці високих опорів, інші для якоря в землі або затримці, для кабелів, вибраних тощо.

По отриманій поверхні наноситься несучий та захисний шар з монолітного армованого бетону, кевлару, спеціальних сплавів тощо із наступною засипкою шаром реголіту.

б. **Заглиблені модулі.** «Печеру», в якій під поверхнею Місяця розташовується місячний модуль, можна створити шляхом плавлення ґрунту, буріння та вибуховими речовинами. Отримані тунелі забезпечують обсяг, необхідний для розміщення всередині середовища проживання.



*Рис. 1.1. Варіанти конструкцій місячних модулів:
а) збірна конструкція; б) монолітна конструкція; в) пневматична структура; г) рамна конструкція зі збірних елементів; д) тентова структура*

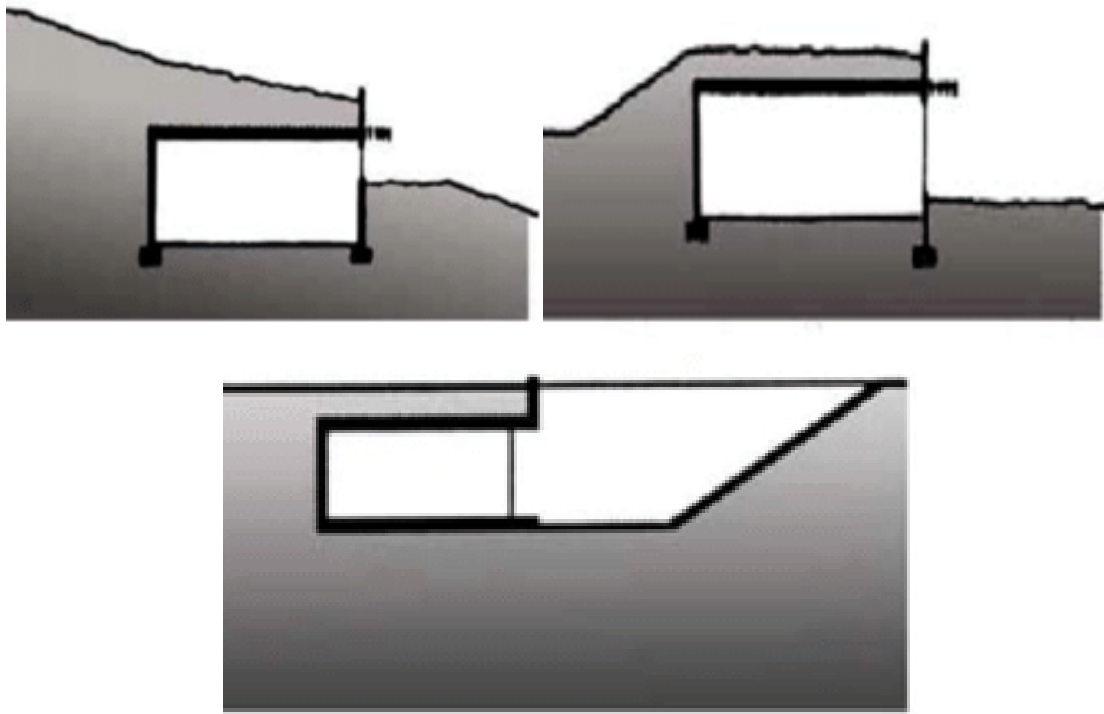


Рис. 1.2. Варіанти улаштування заглиблених модулів

Для реалізації різних конструктивних рішень місячних модулів розглядаються наступні альтернативні варіанти:

1 - доставити із Землі повністю функціональні та укомплектовані житлові модулі для встановлення на Місячній поверхні.

2 - розробляти місячну поверхню або використовувати її особливості (наявність кратерів, порожнин, лавових труб), щоб побудувати підземне або заглиблене середовище існування.

3 - проектувати конструкції, які можуть бути побудовані безпосередньо на поверхні Місяця, використовуючи місцевий матеріал, а саме місячний ґрунт.

Перший варіант необхідний для тимчасового укриття членів екіпажу відразу після висадки на поверхню Місяця до розгортання модулів для довготривалих місій та постійного проживання. Тимчасове середовище проживання повинно бути легким, портативним, мати малу масу та високе співвідношення об'ємів в розгорнутому та складеному стані. З огляду на ці вимоги, для цих потреб застосовуються надувні конструкції.

Друга категорія включатиме застосування місячних кратерів і лавових труб для укриття екіпажу та житлово-виробничих модулів.

Кратери утворюються в результаті бомбардування метеоритами Місячної поверхні, яке, як вважається, відбулося понад 4 мільярди років тому. Ці кратери можуть бути використані для розміщення місць проживання, особливо в районах полюсів.

Лавові труби утворилися в результаті вулканічної діяльності. Вони розглядаються як природний захист від радіації та теплових навантажень, оскільки товщина місячної породи над трубою може досягати кількох метрів, забезпечуючи достатній захист.

Конструкції третьої групи будуть утворювати середовище проживання, виконані з місцевих матеріалів, серед яких:

- бетон може бути виготовлений із місцевого реголіту; потрібен якийсь замінник води, оскільки на Місяці її мало.

- базальт: спечений, формований або литий базальт може використовуватись для виробництва цегли, труб, трубопроводів, арматури, ізоляції та інших будівельних матеріалів.

- скловолокно: композити, армовані цими матеріалами, можуть використовуватися як будівельний матеріал.

- метали: алюміній, залізо та титан із обробленої місячної руди можуть забезпечити будівельні матеріали необхідної міцності.

1.3. Захист місячного модуля від пошкодження метеороїдами

Екранування місячного модуля призначене для захисту від ударів метеороїдів. Основним підходом при розробці захисних заходів є використання ресурсів, видобутих або вилучених з Місяця. Використання місцевих місячних ресурсів має перевагу, звичайно, в економічній ефективності, оскільки ці ресурси чи матеріали не потрібно транспортувати на Місяць з поверхні Землі.

Існує кілька варіантів того, де взяти матеріали для будівництва захисних екранів для місячних місць проживання. Звичайно, можна побудувати на землі щити, а потім відправити їх до Місяця. Основною перевагою цього підходу є те, що використані для розробки та будівництва захисних екранів можуть бути перевірені технології. Захист від перфорації в даний час використовується на Міжнародній космічній станції, і можна сказати, що це результат більш ніж сорока років випробувань, проектування, аналізу та розробок. Проте основним недоліком такого підходу є величезна вартість, пов'язана із транспортуванням готових щитів до місця призначення.

Іншим варіантом є створення захисних екранів безпосередньо на Місяці з використанням його природних ресурсів. Перевага, звичайно ж, полягає в тому, що транспортні витрати будуть значно скорочені. Проте в цьому випадку в гру входять питання видобутку, переробки, виготовлення і т. д. Якість доступних матеріалів на Місяці може бути нижчою, ніж на Землі, але, можливо, матеріали в їхньому необробленому стані будуть так само ефективні у забезпеченні захисту від ударів метеороїдів, як і їх аналоги. В цьому ключі окремою задачею є розробка матеріалів для програм наземних випробувань для перевірки екранів, виготовлених з цільових матеріалів.

Інша альтернатива – це, звичайно, деяка комбінація двох вищезгаданих варіантів. У такому разі будуть об'єднані найкращі та найгірші аспекти двох варіантів. Прикладом може служити скло/епоксидна смола, де скло видобуватиметься з нагрітого місячного реголіту, а епоксидна смола буде доставлена до місця призначення із Землі. Остаточне перемішування, тверднення і т. д. відбуватиметься на Місяці на об'єктах, які необхідно буде побудувати для цієї мети. Можна також побудувати екзоскелет для модуля, використовуючи в основному матеріали з Місяця або Марса та додати внутрішню (можливо надувну) оболонку, привезену із Землі (рис. 1.3, а). Або можна побудувати двошарову структуру з матеріалів земного походження з вставкою між двома шарами матеріалу реголіту для захисту (рис. 1.3, б).



а



б

Рис. 1.3. Можливі гібридні механізми захисту від метеороїдів: а) екзоскелет з внутрішньою оболонкою; б) двошарова структура з вставкою внутрішнього шару реголіту

Використання "мішків з піском" (реголітом), поміщеним в гнучкий "тканинний" контейнер, також є життєздатним варіантом. Ці мішки можуть бути розміщені один поверх іншого, починаючи з поверхні Місяця і до вершини модуля або ж опускатися на поверхню Місяця з вершини модуля деяким взаємопов'язаним чином. (рис. 1.4).

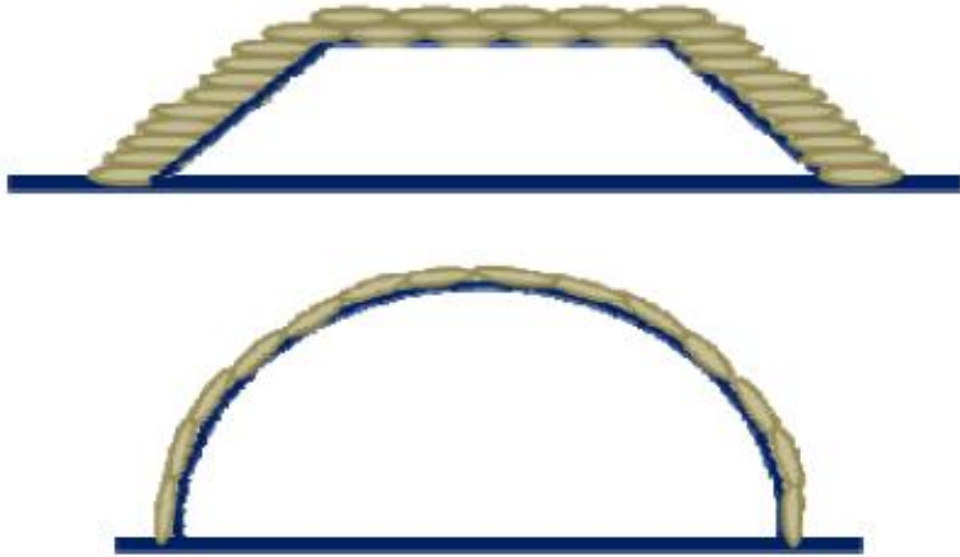


Рис. 1.4. Можливе використання мішків з піском для захисту від метеоритів

Незалежно від того, як і де побудований щит, він повинен мати певні властивості та характеристики, щоб бути ефективним проти загрози метеороїду. Стійкість також є ключовим фактором при проектуванні та створенні довкілля людини на Місяці. Подальше існування та функціонування модуля залежить від стійкості його захисту. Тобто, екранування має легко обслуговуватися, ремонтуватися і, при необхідності, замінюватися незалежно від того, чи використовуються в ньому матеріали та пристрої, створені на Землі, чи матеріали, що зустрічаються на Місяці. Ремонт, модернізація та технічне обслуговування існуючих об'єктів та захисту може бути значно дешевшим, ніж будівництво або встановлення нових, якщо існуючі конструкції чи компоненти більше не використовуються. Ця перевага може бути досягнута, якщо, наприклад, екранування проводиться з використанням матеріалів, виявлених на місці.

Однак недоліком такого підходу (тобто використання місячних ресурсів на місці для будівництва щитів або навіть просто заривання під місячним реголітом) є те, що окремо необхідно створювати інфраструктуру та виробничі споруди для видобутку та переробки ресурсів на місці, і ці початкові об'єкти теж треба захищати на період зведення.

Підхід, який вирішить проблему як радіації, так і зіткнення метеороїдів, полягає в тому, щоб поховати місячне місце існування під значною товщиною місячного реголіту, що також має перевагу економічної ефективності. Крім того, завдяки численним шарам місячний реголіт має здатність до множинних ударів. Ця властивість збільшує ступінь руйнування ударних частинок при дуже високих швидкостях

удару, тим самим знижуючи їх здатність завдавати шкоди основі, що захищається.

Таблиця 1.1 - Властивості та характеристики метеоритного екранування місячних модулів

Особливість	Властивості та характеристики
Стійкість до ударів	Екран повинен бути достатньо міцним, щоб протистояти очікуваній загрозі удару.
Газонепроникність	Необхідне забезпечення герметичності модуля.
Стійкість	Матеріали для будівництва та ремонту екрану необхідно вибирати на основі наявності, незалежно від того, чи він виробляється на місці та з землі.
Ремонтопридатність	Екран повинен бути придатним до ремонту та відновлення для багаторазового використання.
Універсальність	Було б корисно, якби подібні конструкції, процеси, матеріали тощо можна було використовувати для модулів різного призначення
Довговічність	Екран також повинен витримувати всі інші впливи космічного середовища (температура, радіація, тощо).
Вага	Виготовлені на Землі елементи повинні бути легкими, щоб зменшити витрати на транспортування.

Початкові оцінки показали, що для адекватного захисту людей від випромінювання, що виходить від сонячного спалаху, знадобиться товщина шару реголіту 1 м або більше. Це дуже значна маса, яка викликає серйозні проблеми з якістю життя. У той час як перші жителі таких місць проживання можуть не заперечувати проти проживання в таких печерних умовах, наступні жителі, які можуть мати намір стати постійними жителями і брати участь у зусиллях по колонізації, швидше за все, віддадуть перевагу менш суворим умовам життя. Для вирішення цієї проблеми будуть потрібні деякі додаткові дослідження, спрямовані на оцінку людського фактора при проживанні у віддалених районах та екстремальних умовах (наприклад, антарктичні квартали з їх теплицями або лабораторними станціями). Крім психологічних причин, для забезпечення прямого сонячного світла з метою поліпшення фотосинтезу необхідні вікна. Отже, структура, яка забезпечує візуальний доступ до навколишнього космічного середовища, також надасть можливість сонячному світлу конструктивно впливати не лише на системи

життєзабезпечення, а й на своїх мешканців, що необхідно для підтримання життя на Місяці.

1.4. Конструктивні рішення будівель та споруд місячної бази

Конструкції будівель та споруд місячної бази складаються з двох незалежних частин: герметичного огороження під радіаційно-захисними покриттями.

Розмір і форма корпусів будуть визначатися параметрами операцій, що виконуються в них. Висота та довжина захисних покриттів залежатимуть від будівельної системи. Захисні покриття майже повністю будуть виготовлені з місячних ресурсів. Пневматичні конструкції, що утворюють герметичні оболонки, мають незначну вагу та об'єм, тому є легкими для транспортування на Місяць при наземному виробництві.

У цій концепції один основний радіаційний екран складається з місячного реголіту, розкинутого на несучу конструкцію та піднятого над місячною поверхнею. Екран може бути розширений по периметру з однієї або кількох сторін, де і коли це необхідно. Під екраном зводяться конструктивно незалежні герметичні оболонки необхідної форми та об'єму. Частина або весь екранований простір може бути під внутрішнім тиском. Під екраном можна забезпечити різну висоту приміщень, опускаючи рівень підлоги, де потрібно, шляхом проведення земляних робіт. Таке обладнання, як антени, теплообмінники, телескопи тощо, можна закріпити на екрані або зручно розмістити в окремому модулі під обладнання. Ця концепція спрямована на простоту загальної конфігурації, технології будівництва, зведення та розширення. Такий підхід зменшує ймовірність збоїв у будівництві чи технічному обслуговуванні та мінімізує потребу у важкому обладнанні при виконанні робіт.

На концепцію проекту місячної бази впливатиме багато факторів, але особливе значення мають космічне випромінювання, удари метеоритів та максимальне використання місцевих місячних матеріалів. Дані про рівні радіації на місячній поверхні вказують на те, що 1,5-2,0 м реголіту знадобиться для забезпечення екранування достатньої щільності, щоб блокувати радіацію до прийнятних рівнів, таких як дози, з якими стикаються земні працівники об'єктів атомної енергетики. При такій товщині екрану шар реголіту на опорних конструкціях є життєздатною концепцією.

Усі операції на Місяці, наскільки це можливо, виконуватимуться під одним або кількома екранами. Під екраном розташовується або герметичний «рукав» або «підібране» середовище без тиску.

Обслуговування та монтаж великогабаритного обладнання не обов'язково вимагатиме середовища під тиском, але може здійснюватися під екраном, де оператори будуть мати радіаційний захист і підходять лише для герметизації.

Конструкція, що підтримує реголіт, складається з перекриттів, що спираються на глибокі гратчасті балки, з'єднані з колонами та зведеними секціями. На розмір відсіку конструкції та відстань між колонами будуть впливати функції основи та оболонки, що знаходяться під ним, під тиском. Відстань між колонами може бути близьким по одній осі, перпендикулярно до прольоту перекриття і широким по іншій, або воно може бути однаковим по обох осях. Можлива гнучкість у розміщенні колон та відносно великі прольоти. Через силу тяжіння на Місяці статичне навантаження від ваги сухого реголіту невелике (складає 1/6 від такого навантаження на Землі), і Гратчасті ферми можуть мати значну висоту та бути схованими в товщі реголітного покриття.

На рис. 3.5 приведено загальний вид місячної бази, яка представляє собою плоский захисний екран з окремих секцій, під якими розташовуються герметичні корпуси.

На рис. 3.6 наводяться схеми та послідовність монтажу місячної бази, а також ряд форм та деякі типи герметичних корпусів різного призначення, які розташовані під захисним екраном.

Загальний вигляд несучих конструкцій місячної бази приведений на рис. 3.5, 3.6. На схемі показано:

- (1) Захисний екран з вирівняного шару реголіту.
- (2) Напрямки розширення периметра споруд бази.
- (3) Вхід до бази через ворота радіаційного бар'єру, від обладнання та установок на поверхні Місяця.
- (4) З'єднання затінених сонячних батарей з іншими частинами бази.
- (5) Екрановані переходи-зв'язки з іншими частинами бази.
- (6) Рамповий в'їзд до нижніх рівнів бази.
- (7) Початкова стадія та послідовність зведення.

Позначення до рис. 3.3:

- (1) Встановлені алюмінієві гратчасті балки та колони.
- (2) Попередньо напружені профілі з використанням формованих компонентів з реголіту, прикріплені на кінцях до балок.
- (3) перекриття, навантажене реголітом та підняте за допомогою домкратів на направляючих колонах.
- (4) Вирівняний шар реголіту.
- (5) Вхід через стіни радіаційного екрану.
- (6) Екранований зв'язок з іншими частинами бази. Обшиті або зі боковими стінками.
- (7) Зв'язок з іншими частинами бази, із затіненням від впливу сонця.
- (8) Герметичні корпуси для обслуговування великогабаритного обладнання.
- (9) Під'їзд до нижніх рівнів.
- (10) Невеликі герметичні корпуси для ведення сільського господарства тощо.
- (11) Герметичний корпус з використанням непроникних мембран, нанесених на внутрішню поверхню прямокутного корпусу. Встановлюються додаткові підсилені верхні та бічні панелі для опору тиску назовні.

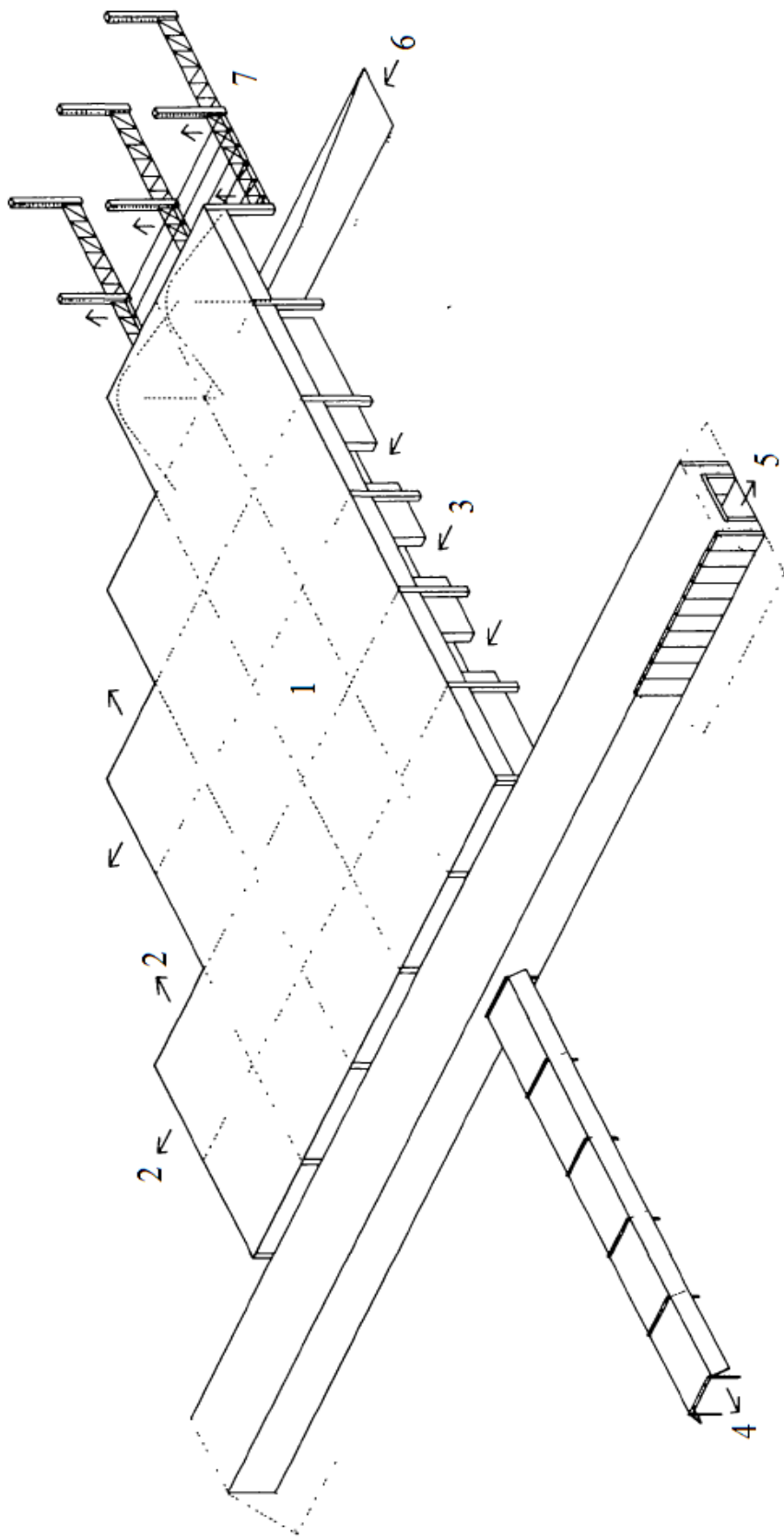


Рис. 1.5. Загальний вид місячної бази. Плоский захисний екран з окремих секцій, під якими розташовуються герметичні корпуси.

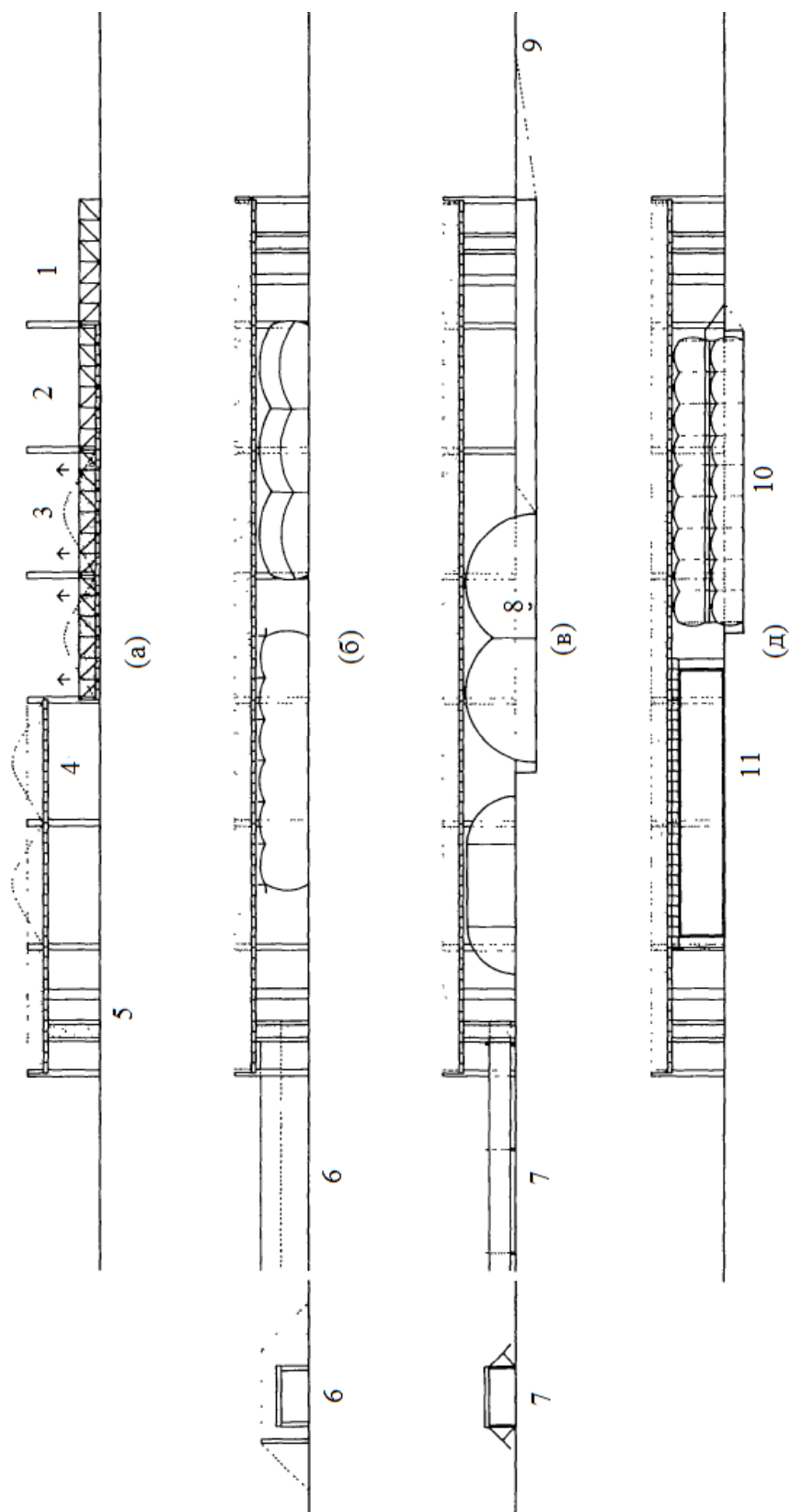


Рис. 1.6. Схеми місячної бази: а - послідовність монтажу; б, в, д - ряд форм та типів герметичних корпусів для різних застосувань під захисним екраном.

Відсіки конструкції для екрану підніматимуться за допомогою пневматичних домкратів на необхідний рівень, після чого опори балок з'єднуються з колонами.

Розміщення реголіту на базовому рівні переважно включає операції штовхання з деяким вирівнюванням, необхідним після підйому платформ. Розміщення реголіту на поверххах вище рівня поверхні вимагає операцій підйому, які вимагають більше енергії та обладнання.

Фальцовані алюмінієві перекриття. В цій конструкції перекриття використовуються легкі алюмінієві компоненти. Складений алюмінієвий лист з великою висотою перерізу для забезпечення ефективного співвідношення несучої здатності та ваги може бути виготовлений з сортаменту профілей, що дозволяє транспортувати деталі з Землі. Максимальна довжина компонентів визначається розмірами відсіку транспортного засобу (космічного корабля). Ця система перекриття наземного виробництва може використовуватись для будівництва початкових ділянок захисної споруди.

Перекриття з пневматичних компонентів. Прототипом даного типу перекриттів є надувні балки, які успішно використовувалися для зведення мостів у військових цілях для перевезення вантажівок та танків по пересіченій місцевості з глибокими вирвами. Такі балки складаються з довгих надувних труб великого діаметру, поперечних труб меншого діаметру та інших елементів з алюмінієвим настилом. Ця система перекриття наземного виробництва також використовуватиметься для початкових ділянок щита.

Пізніше, після установки виробничого обладнання, для перекриттів конструкції виготовлятимуться вже на поверхні Місяця з використанням місцевих ресурсів, зокрема реголіту.

Попередньо напружені збірні перекриття. Перекриття складається з окремих збірних елементів, виготовлених із суміші на основі реголіту, вкладеної у форми (опалубку), з встановленими попередньо напруженими стержнями зі скловолокна. Операції з попереднього напруження виконуються за допомогою невеликих переносних ручних домкратів. Окремі елементи повинні бути зібрані на рівній місячній поверхні, мати вставлені та попередньо напружені армуючі стержні. З окремих елементів формуються секції перекриття. Після встановлення в проектне положення усі секції з'єднуються на опорах із поперечними або поздовжніми балками.

Іншою концепцією конструктивного рішення укриття місячної бази є **арковий щит з герметичними кожухами під ним.** Якщо конструкція, що підтримує реголіт, є невисокою аркою, що працює на стиск без розтягуючих напружень, то армування не потрібно. Компоненти такої арки можуть бути виконані із збірних елементів, виготовлених із суміші на основі реголіту, змонтованого на рухомій пневматичній опорній формі. Арки збираються в секції, кожна з яких має форму шириною, охоплюючи кілька кілець компонентів. Після того, як одна секція встановлена та

покрита реголітом, форма частково здувається та переміщується вперед для збирання нової секції арки.

На рис. 1.7 приведено загальний вигляд місячної бази за такою концепцією. Конструкція складається із:

(1) Реголітового захисного екрану.

(2) Компонентів збірної арки з реголітових збірних елементів, що з'єднуються між собою. Всі компоненти мають ідентичні розміри.

(3) Рухома пневматична форма, що підтримує арку при збиранні.

(4) Алюмінієва решітка для закріплення арок по зовнішньому контуру. Алюмінієва решітка формує прогони, зібрані на плоскій поверхні Місяця. Прогони закріплюються на поверхні за допомогою вертикальних штирів (по типу гвинтових палів).

(5) Секції збільшеної висоти (за необхідності) виконуються шляхом локальних земляних робіт.

(6) Розгортання бази виконується за рахунок добудови додаткових модулів.

На рис. приведено схему зведення місячного модуля у вигляді аркового щита з використанням збірних елементів з реголіту у поперечному перерізі. На схемі 3.8 показано:

(1) Пневматична опорна форма арки.

(2) Компоненти збірної арки з реголітових збірних елементів, що з'єднуються між собою, вкладені на пневмоопору.

(3) Реголіт нанесений на арку, пневматична опорна форма демонтована. В разі потреби збільшується висота внутрішнього простору, для чого вниз викопується певний обсяг місячного ґрунту. Встановлюються герметичні корпуси.

(4) Для забезпечення герметичного внутрішнього простору модуля на внутрішній шар арки встановлюється герметична мембрана.

(5) Декілька взаємопов'язаних між собою арочних щитів формують місячну базу. На даному виді також показано варіанти герметичних корпусів.

Обпирання арки на горизонтальну поверхню виконується через дві ґратчасті алюмінієві балки (по одній з кожної сторони арки), що збираються з коротких секцій, на рівній плоскій поверхні. Балки кріпляться штирями, вбитими в місячну поверхню. Початкові секції арочного щита можуть бути швидко зібрані з допомогою компонентів «земного» виробництва задля забезпечення негайного радіаційного захисту. Ці компоненти можуть бути виготовлені з гнутих алюмінієвих або пластикових профілів. Форма та розміри компонентів підбираються таким чином, щоб забезпечити компактне та економічне транспортування з Землі на Місяць.

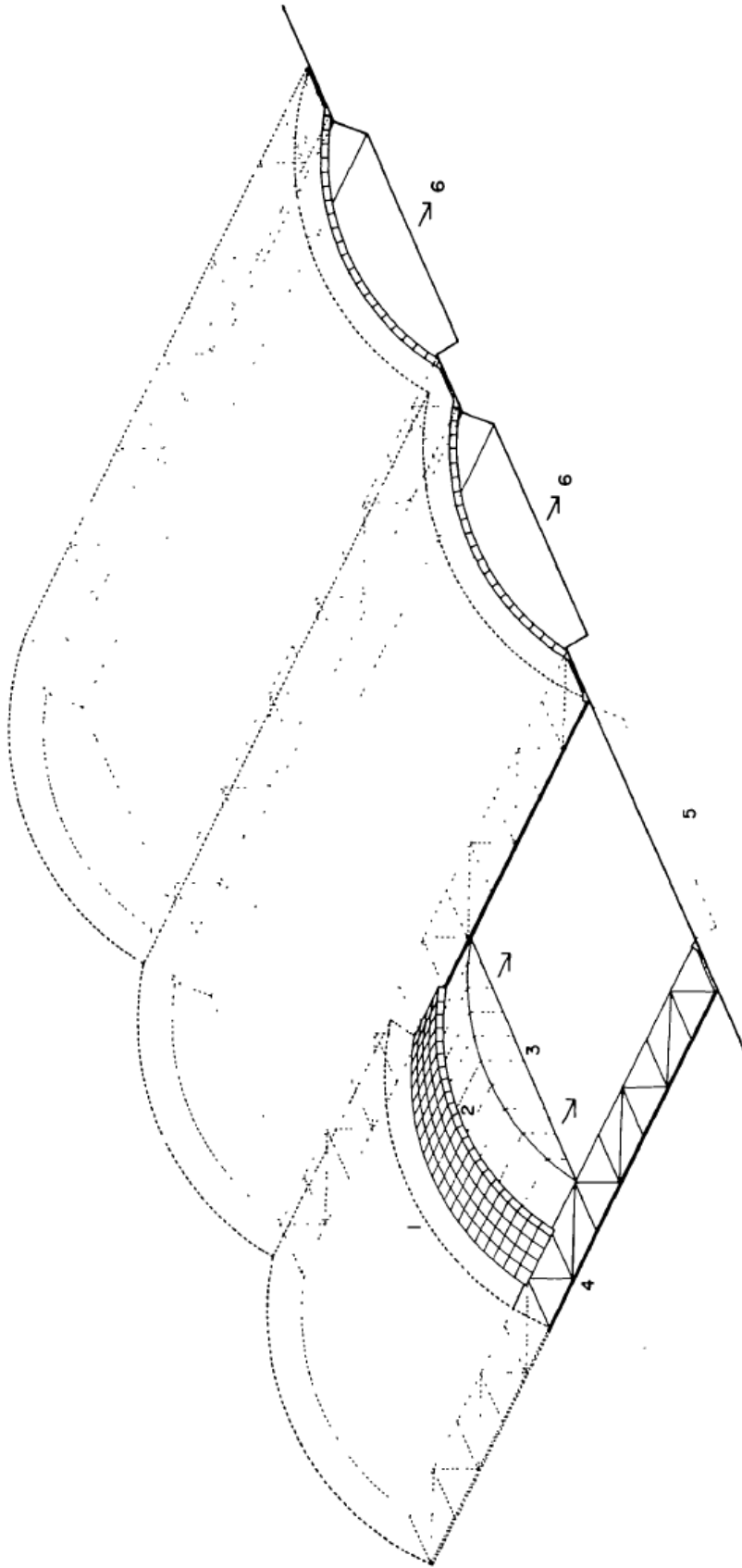


Рис. 1.7. Низький арковий цит з використанням збірних елементів з реголіту, встановлених на тимчасовій рухливій пневматичній опорі, герметичні кожухи під ним

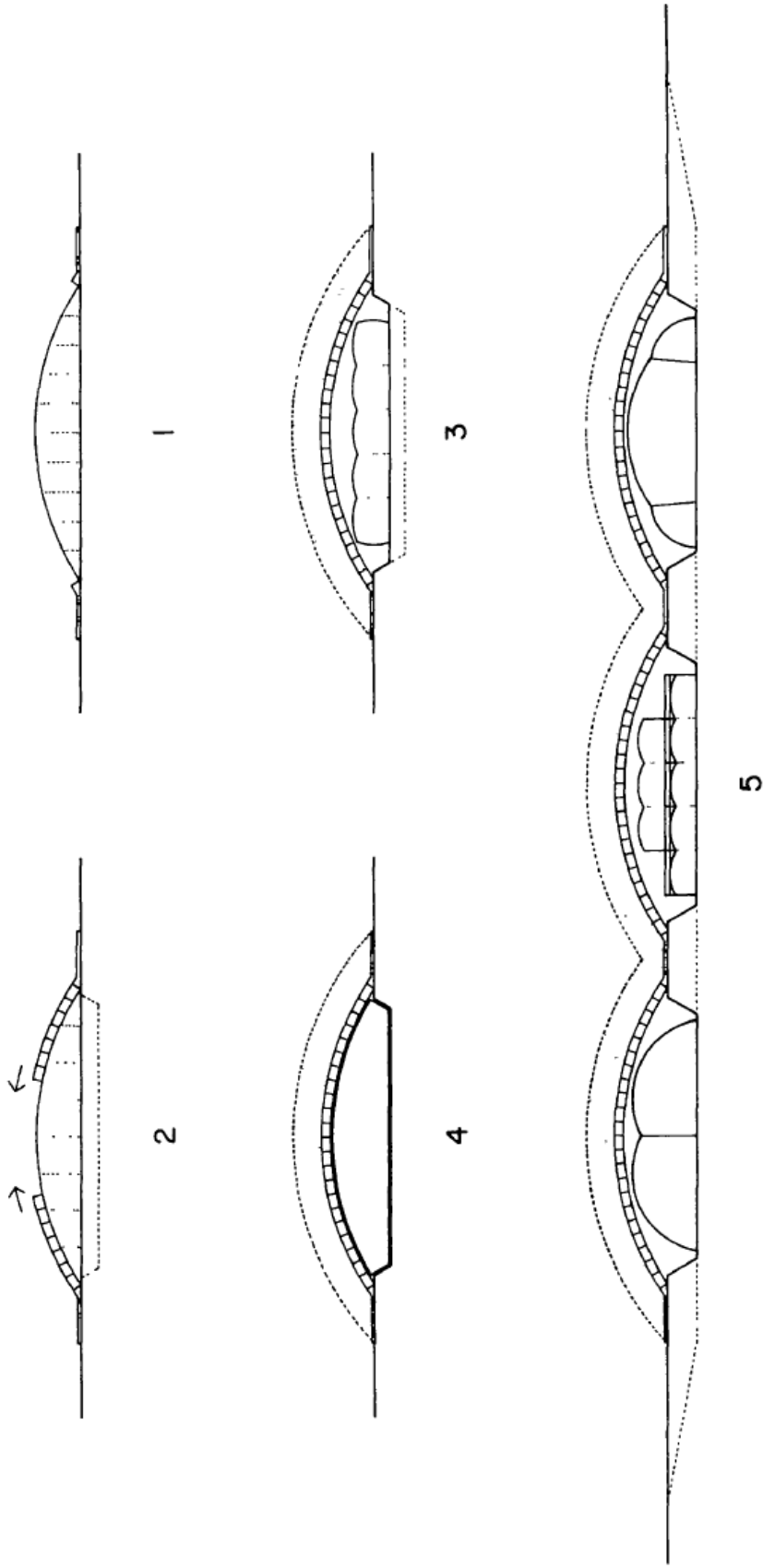


Рис. 1.8. Поперечний переріз місячного модуля у вигляді аркового щита з використанням збірних елементів з реголіту, встановлених на тимчасовій рухливій пневматичній опорі, герметичні кожухи під ним

Вага та розмір збірних елементів аочних щитів будуть визначатися вантажопідйомністю однієї або двох осіб або обладнання, а також технікою формування. У конструкції компонентів використовуватиметься конфігурація з тонкими ребрами та глибоким перетином, щоб максимізувати жорсткість та мінімізувати вагу. Компоненти будуть зчіплюватися як у поперечному, так і в поздовжньому напрямку та самовирівнюватися під навантаженням. Елементи будуть виготовлятися на устаткуванні на поверхні Місяця з попередньо відсортованого реголіту для виготовлення суміші, що буде вкладатися в опалубку для отримання збірних елементів необхідної конфігурації. Суміш може отримуватися, наприклад, шляхом спікання з використанням прямого сонячного випромінювання в електропечі, або з використанням епоксидної смоли з подвійним змішуванням або портландцемент для скріплення заповнювача з реголіту.

Наступне конструктивне рішення місячного модуля представляє собою **арочний щит з пневматичною опорною конструкцією** (рис. 3.9).

У цій концепції пневматична конструкція постійно підтримує реголіт. Здуту мембрану укладають на вирівняну поверхню, наносять шар реголіту, після чого надувають пневматичну конструкцію. Після цього піднятий реголіт вирівнюють або при необхідності збільшують його товщину. Верхня поверхня пневматичної конструкції рифлена для кращого зчеплення з реголітом. Таку конструкцію можна застосовувати секціями, щоб сформувати протяжну невисоку арку або єдину куполоподібну конструкцію.

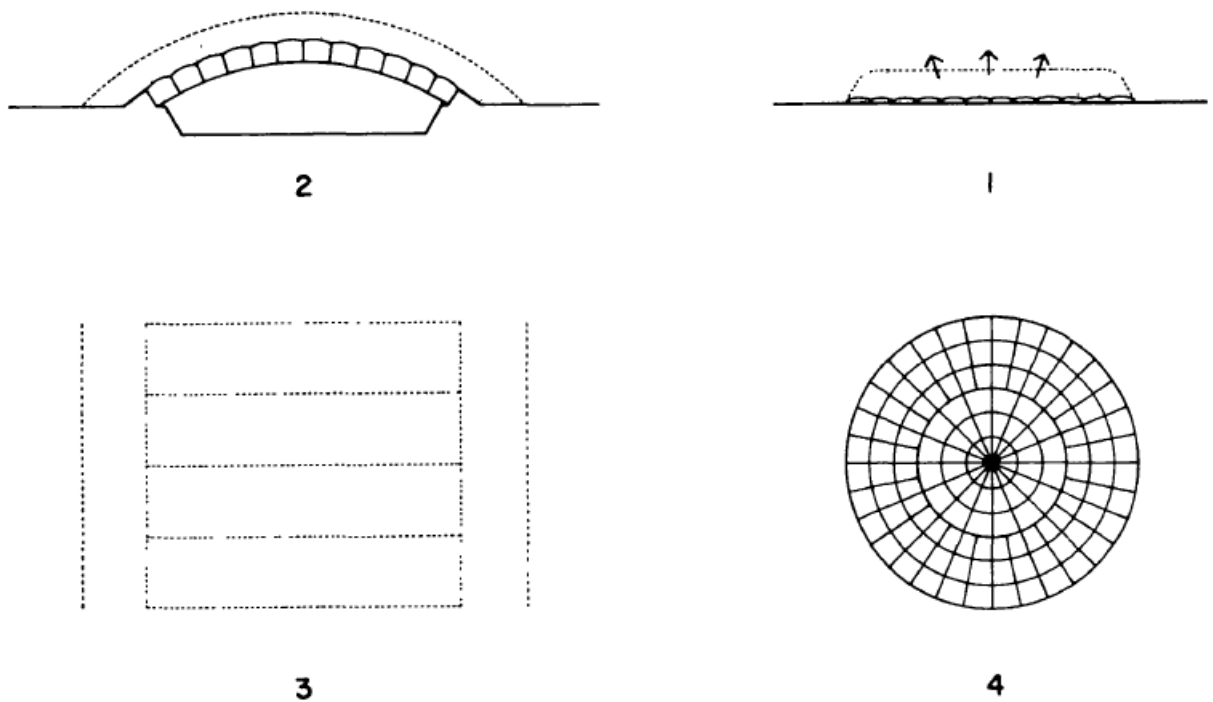


Рис. 1.9. Арочний щит з пневматичною опорною конструкцією

На рис. 1.10 представлено процес та варіанти зведення арочного щита з пневматичною опорною конструкцією:

(1) Здута пневматична конструкція, складена на плоскій поверхні, з укладеним шаром реголіту.

(2) Конструкція надувається, реголіт піднімається, після чого вирівнюється або потовщується, якщо необхідно.

(3) План, що показує концепцію застосування суцільного нижнього аркового щита у вигляді з'єднаних секцій.

(4) План, що показує концепцію застосування куполоподібного щита.

Сучасною концепцією будівництва на поверхні місяця з використанням місцевої сировини є зведення модуля шляхом процесу екструзії бетону або 3D-друку.

На відміну від типової бетонної конструкції, для 3D-друку з бетону (або місячного реголіту) не потрібні окремі конструктивні елементи, такі як плити, балки або колони. Натомість форма модуля спроектована так, щоб бути самонесучою, як правило у формі куполів завдяки особливостям їх роботи під навантаженням.

Будівля, надрукована на 3D-принтері, починається з цифрової 3D-моделі конструкції, а потім, як і у разі будь-якого іншого надрукованого на 3D-принтері об'єкту, ця модель віртуально розрізається по горизонталі на кілька шарів. Ці шари перетворюються на шляхи, щоб надати 3D-принтеру рекомендації щодо того, в якому напрямку рухатися при нанесенні матеріалу. Потім 3D-принтер наносить друкований матеріал шар за шаром, поетапно будуючи повну структуру.

Ілюстрацію процесу 3D-друку місячного модуля та прототип місячного модуля у формі купола, надрукованого 3D-принтером приведено на рис. 1.10.

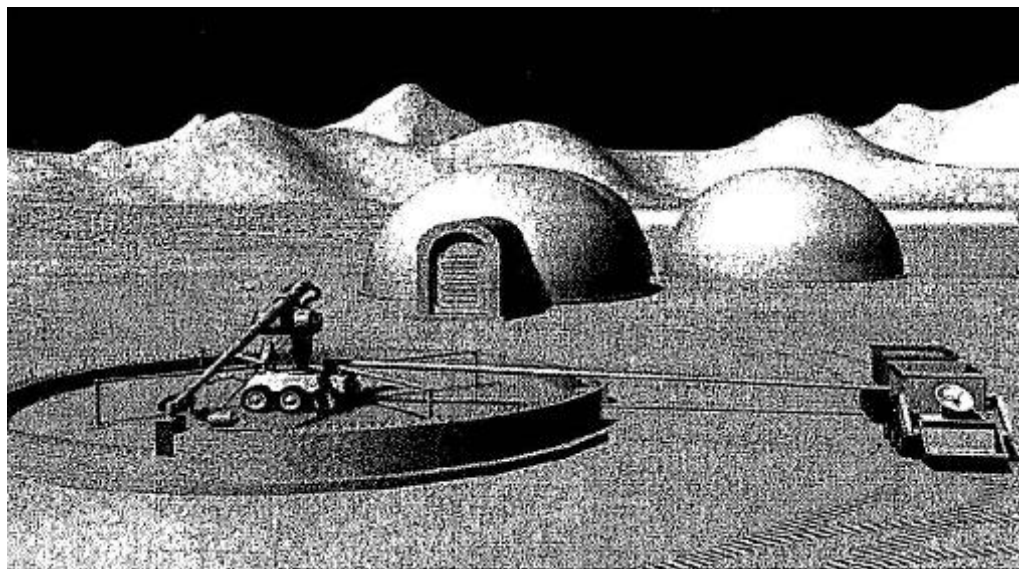


Рис. 1.10. Ілюстрація процесу 3D-друку місячного модуля



Рис. 1.11. Прототип місячного модуля у формі купола, надрукованого 3D-принтером

Надруковані елементи можуть бути суцільного перерізу або ж мати ґратчасту структуру різної конфігурації:

- Сотової структури;
- Трикутної багаторядної структури;
- Трикутної однорядної структури;
- Прямокутної решітки тощо.

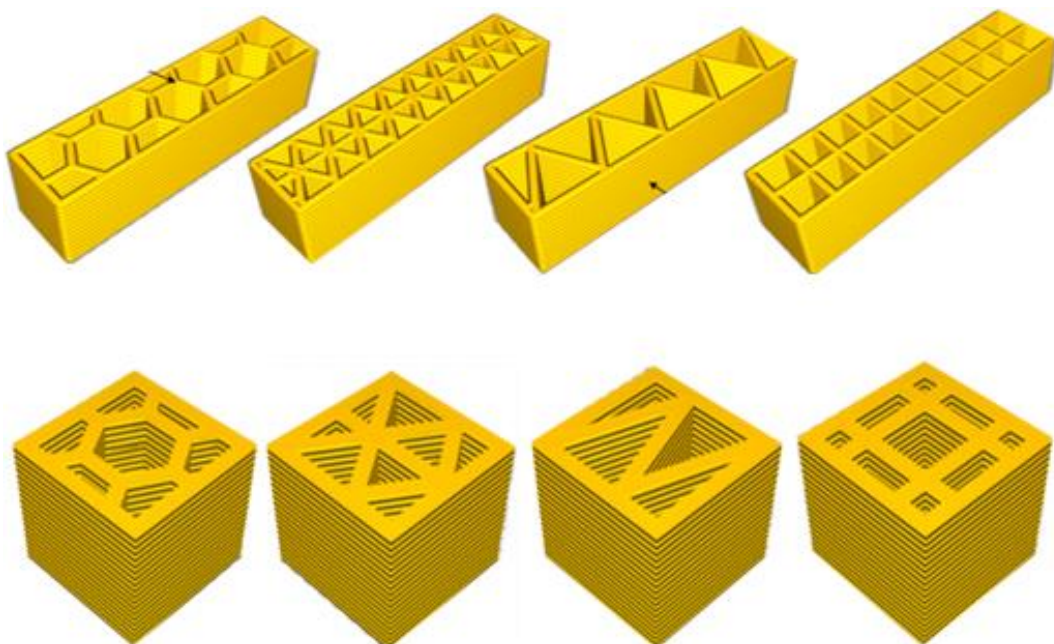


Рис. 1.12. Форми решітки надрукованих 3D-принтером елементів

Поряд із виготовленням окремих місячних модулів, технологія 3D-друку може використовуватися для створення збірних конструкцій.

Так збірні бетонні труби можна використовувати для формування геодезичних куполів, паль та каркасів. З додаванням бетонних плит можна створити майже будь-яку необхідну форму споруди або будівлі на поверхні, включаючи місця проживання, посадкові майданчики, транспортну та виробничу інфраструктуру.

В якості прикладу на рис. 1.13 приведена стандартна ферма, виготовлена з 2-метрових бетонних труб із зовнішнім діаметром 10 см і товщиною стінки 1 см. Труби з'єднуються однаковими сферичними бетонними вузлами, в які труби встановлюються і цементуються.

Надруковані труби також можна використовувати для транспортування води, повітря та палива по місячній поверхні та для прокладки комунікацій усередині місячної бази для їх захисту.

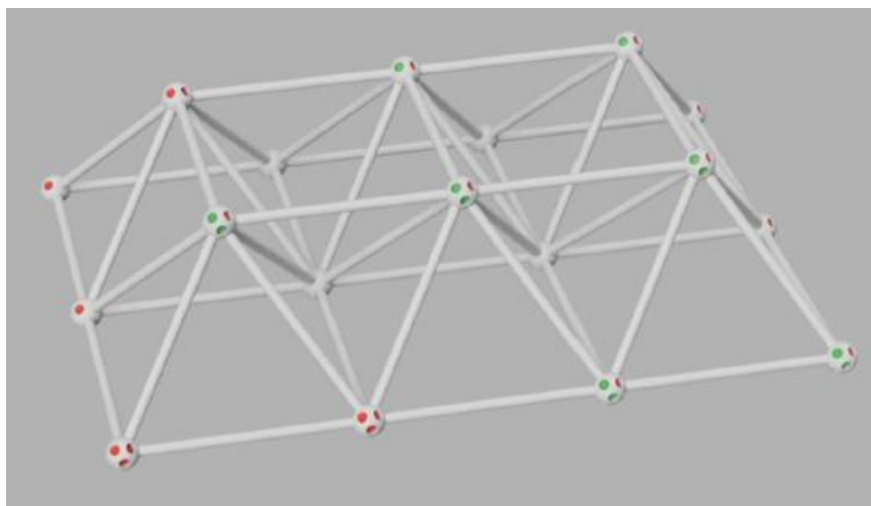


Рис. 1.13. Стандартна ферма, виготовлена з 2-метрових бетонних труб [14]

Постійний житловий модуль для місячної бази може складатися з двох різних частин, а саме: зовнішнього реголітового покриття, яке захищає внутрішнє житлове середовище у формі монолітного куполу. Ця зовнішня частина забезпечить захист від теплових коливань, температури та мікрометеоритів. Внутрішня частина буде складатися з надувної конструкції, яка буде відправлена з Землі і забезпечить астронавтам атмосферу під тиском і насиченою киснем. Ця внутрішня частина матиме форму купола і буде пов'язана з суцільним модулем, який можна, наприклад, використовувати як шлюз. Купол буде будуватися крок за кроком луноходами (роверами), оснащеними необхідними пристроями для 3D-друку конструкції. Один ровер друкуватиме конструкцію з використанням реголіту та в'язучого матеріалу через екструдер для 3D-

друку, а інший ровер безперервно сортуватиме та подаватиме реголітову суміш.



Рис. 1.14. Елементи конструкції місячного житлового модуля

Зовнішня конструкція з реголіту повинна захищати надувну конструкцію від температури, радіації та мікрометеоритів, але також мати необхідні механічні властивості. Для цього стіна матиме певну товщину та форму, як видно на рис. 1.15. Можна відзначити, що використовується сотова структура, яка забезпечує механічні властивості, захисні характеристики, а також легкість.

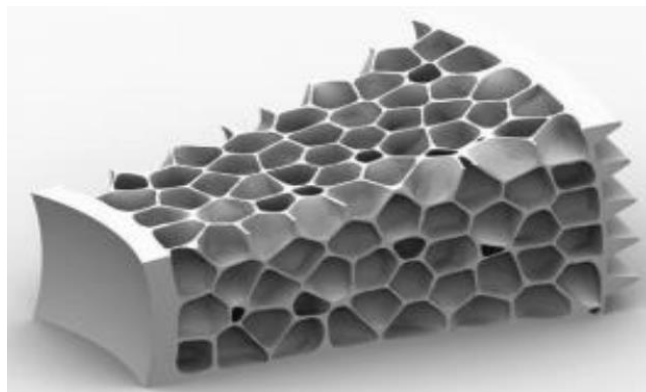


Рис. 1.15. Структура друкованої зовнішньої конструкції з реголіту

Основна мета зовнішнього укриття реголіту полягає у захисті екіпажу (а також обладнання) від радіації (шляхом підтримання загальної дози протягом типової місії від шести місяців до одного року на розумному рівні) та мікрометеороїдів (імовірність непроникнення 99%

протягом місії 10 років). Ці вимоги можуть бути виконані за рахунок товщини стіни від 1 до 2 м (залежно від орієнтації та полів). Такий розмір також забезпечує адекватну теплоізоляцію та велику теплову ємність екрану.



Рис. 1.16. Зразок надрукованої конструкції

Концепція Regishell Lunar Habitat [12] застосовує розробку ресурсів на місці та метод 3D-друку для зведення місячних житлових модулів для більш ефективного та економічно ефективного дослідження космосу.

Regishell Lunar Habitat представляє собою легку, надувну конструкцію для проживання людини на Місяці (повітряні форми), які можна було б транспортувати в компактному спущеному вигляді на Місяць і надувати за допомогою будь-якого летючого газу, який може утворюватися на місці, наприклад, кисень. Після надування оболонка Regishell зміцнюється шляхом нанесення або введення між шарів сендвіч-мембрани повітряної форми суміші з в'язучої речовини місячного походження, місцевого реголіту, що складається з пилу і битого каміння, яке покриває тверді поверхні гірських порід.

Оболонка Regishell виготовляється з комбінації відходів пінополімеру, розчинника та ґрунту місцевого походження (наприклад, реголіту) і використовується в кількох середовищах. В одному прикладі Regishell використовується у формі надуті зовнішньої повітряної форми на місячній поверхні або під землею в місячному сховищі. Надувне середовище відповідає формі купола на поверхні планети та підсилене матеріалом Regishell. В іншому варіанті здійснення, надувне середовище пристосовується до стінок лавової труби або штучної печери під поверхнею Місяця. Також надувна армована оболонка може вписуватися в заздалегідь побудовані риштування.

Зовнішній шар виконується шляхом обкладання штучними елементами (цеглою з прес-форми, заповненої) або наноситься безпосередньо на поверхню оболонки технікою 3D-друку.

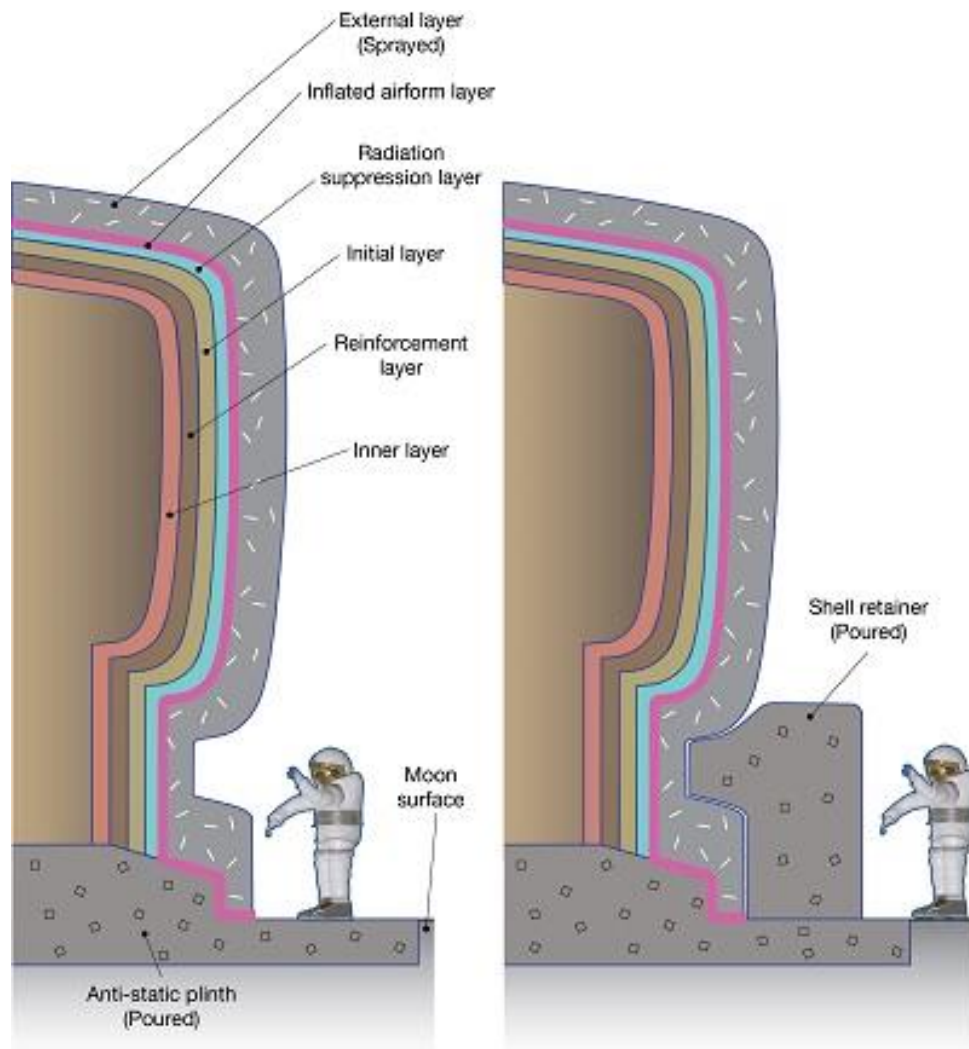


Рис. 1.17. Концепція Regishell Lunar Habitat [12]

Використання вертикальних отворів та підземні порожнини місяця для баз

Місячні порожнини, виявлені місією SELENE, і підземні тунелі, що йдуть за ними, мають ряд переваг для будівництва місячних баз. В табл. 1.2 перераховані плюси та мінуси будівництва бази під землею над базою на поверхні Місяця [13].

Спалах на Сонці в 1989 році зробив 4200 мЗв радіації (тобто більше половини смертельної кількості), що вимагало б від астронавтів убезпечити своє місячне житло.

Реголіт над покрівлею підземної порожнини забезпечить захист від радіаційного впливу та загрози метеоритів.

Таблиця 1.2 – Переваги влаштування місячної бази у вертикальному отворі та підземній порожнині

Характеристика	Розташування	
	Місячна поверхня	Підземна порожнина
Радіація	Сильна, максимум 4200 мЗв	Практично відсутня
Метеорити	Значна небезпека	Безпечно
Температура	Велике коливання Від -170 до +110 °С	Відносно стабільна Від -20 до +30°С
Конструкційні матеріали	Товста захисна і герметична конструкція	Потрібна тільки герметичність. Можна використовувати надувну конструкцію (легку, зручну для транспортування).
Інші особливості	Будівництво займає багато часу.	Використовуються природні отвори з мінімальною модифікацією.

Дахи тунелів дуже сейсмічно стабільні, тоді як ситуація біля крайніх меж тунелю остаточно не вивчена. Тим не менше, магнітуда місяцетрусів за шкалою Ріхтера незначна, а самі тунелі існують мільярди років, тому небезпека тут невелика.

Підлоги лавових труб вважаються плоскими. Шар місячного пилу може бути не значним вздовж тунелю, але невідомо, наскільки він простягатися по довжині.

Глибина порожнин коливається від 50 до 100 м, що означає, що температура на дні помітно стабільніша, ніж на поверхні Місяця. Результати аналізу температури місячної підземної порожнини порівняно з місячною поверхнею показали [16], що температура поверхні Місяця коливалася від -170 до 110°С, тобто амплітуда близько 300 °С. На північній стороні залитої сонцем порожнини температура піднімалася до 150 ° С при сонячному світлі і лише -20 ° С на холодній південній стороні. Діапазон температур у північній частині дна ями, де ніколи не буває сонячного світла, становить близько -20–30°С. Це коливання температури винятково стабільне, всього близько 50°С. З цієї причини у темні періоди потрібна лише частина очікуваних ресурсів порівняно тим, що знадобилося б для бази на місячній поверхні.

Крім того, такі місця можуть бути герметичними в порожнинах та мати плоске дно, аналогічно геологічним утворенням Землі. Зокрема, дві вертикальні дірки у Marius Hills та Mare Tranquillitatis звернені до Землі та забезпечать безперешкодний зв'язок із прямою видимістю. Аналіз, проведений дослідницькою групою UZUME, показав, що дно вертикальної порожнини в Mare Tranquillitatis постійно забезпечує хорошу видимість Землі.

На Місяці існують підземні порожнини та природні печери відповідних розмірів для розміщення всієї місячної бази. Товщина даху понад 10 м забезпечить безпечно та довготривале укриття від радіації та зіткнень з метеоритами. Створення аналогічних екранованих середовищ становитиме значні та дорогі зусилля для будь-якої місячної бази, розташованої на поверхні Місяця або поблизу неї.

Місячні порожнини та лавові труби використовуються як вмістилища для збірних модульних житлових середовищ, або доставлених з Землі, або виготовлених на місці з місячних ресурсів. Модифікація самої лавової труби під основне місце проживання є складним завданням. Занадто багато невизначеностей, пов'язаних із детальною геометрією поперечного перерізу та нерівностями поверхні стін та підлог. На рис. 1.18 приведені характерні схеми форм елементів лавової труби.

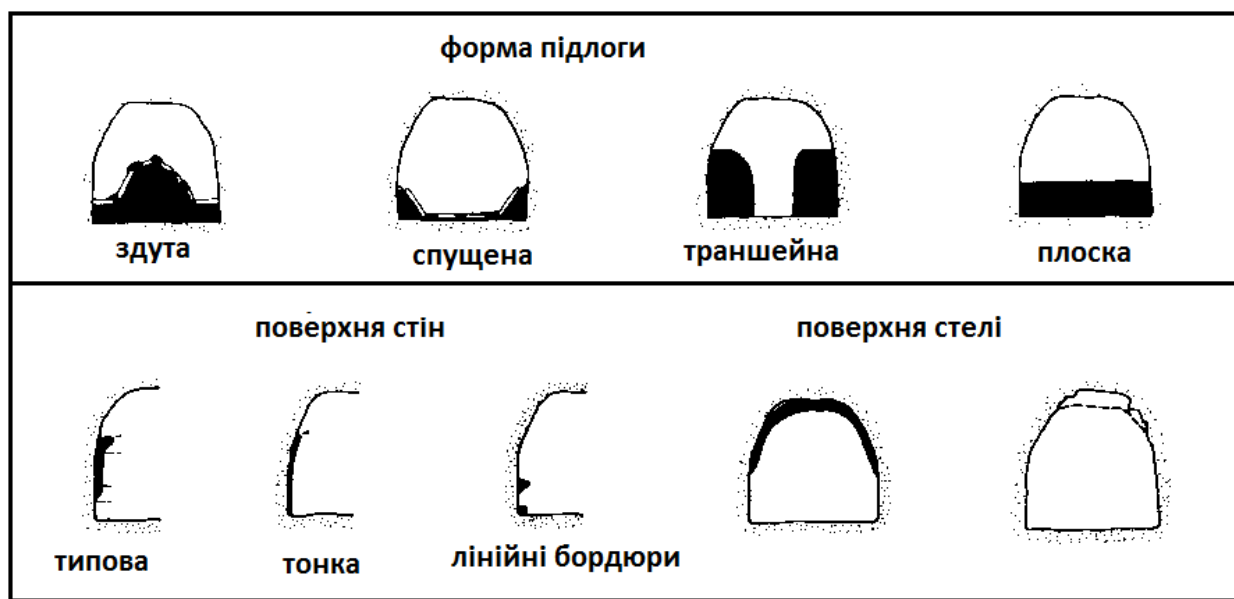


Рис. 1.18. Характерні форми елементів лавової труби

Внутрішній простір лавових труб може бути достатньо великим, принаймні для початкового етапу. Крім того, в даху лавової труби можуть існувати проникаючі тріщини, через які надзвичайно важко, якщо не практично неможливо зробити замкнутий об'єм повітронепроникним. Підготовка майданчика всередині лавової труби складатиметься з

вирівнювання поверхні місячного ґрунту, аналогічною за масштабом підготовки майданчика на поверхні. Тоді лавова труба буде готова до функціонування як вмістилище для замкнених середовищ, а також для великої кількості промислових операцій, причому всі вони будуть надійно захищені від радіації та ударів метеоритів.

Основною перевагою розміщення місячної бази у природному захищеному середовищі є можливість використання надзвичайно легких будівельних матеріалів. Жоден компонент не повинен витримувати жодної маси захисних шарів реголіту. Дійсно, багато компонентів, таких як оболонка середовища проживання, навіть не повинні витримувати значну частину власної ваги, тому що вони можуть підтримуватися стінами і стелями лавової труби.

Середовище може бути навіть надувним, підтримуваним тільки тиском повітря. У будь-якому випадку конструкція та вибір матеріалів повністю залежатимуть від очікуваного зносу. Широке використання тонких матеріалів (металів, пластмас) можливе не тільки для самого середовища проживання, але і для різних каналів, резервуарів і т.д. (модуль-рукав).

Пневматичні конструкції житлових модулів надуваються повітрям, таким чином, щоб тиск був досить великим, щоб заповнити мембрану / матеріал. Внутрішній тиск забезпечує стабільність конструкції, часто без будь-якої іншої підтримки. Пневматичні конструкції з повітряною опорою – це, по суті, гігантські повітряні кулі. Надуті повітрям конструкції дуже схожі, і їх можна розглядати як дві повітряні кулі, наповнені повітрям між собою.

Ці конструкції є самонесучими/підтримуються тиском або мають кабелі. Вони не призначені для витримування великих навантажень і можуть витримувати лише невеликі постійні/тимчасові/точкові навантаження. Їх можна поєднати зі сталевією або іншою рамною конструкцією для створення більш жорсткої конструкції.

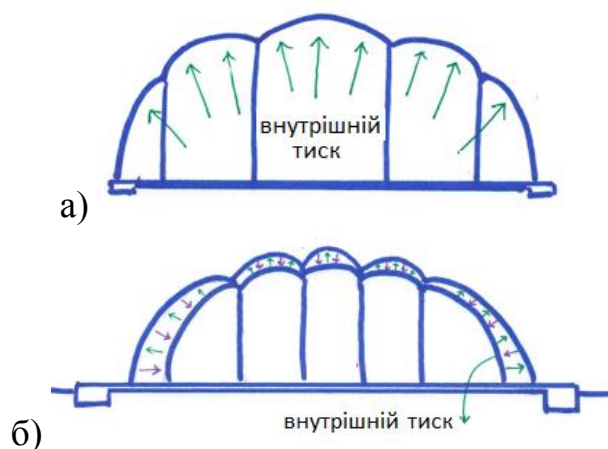


Рис. 1.19. Схеми пневматичних конструкцій житлових модулів:
а) з повітряною опорою; б) надуті повітрям

Більшість обладнання доведеться час від часу відвідувати для моніторингу, технічного обслуговування та ремонту. У середині лавової трубки компонування цього обладнання може нагадувати наземні операції, при цьому всі компоненти знаходяться у вільному доступі та легко доступні для огляду та ремонту. Це особливо зручно для різних трубопроводів, клапанів, резервуарів для зберігання, що використовуються для перекачування газів та рідин. Також можна розмістити деякі механізми всередині легких корпусів, щоб створити оптимальні умови для їх роботи (наприклад, завод з переробки біоресурсів).

Такі легкі оболонки легко з'єднуються одна з іншою, забезпечуючи велику гнучкість рішень для розширення місячної бази, а також для спеціальної інженерії навколишнього середовища всередині окремих корпусів і відсіків. Таким чином, можна отримати численні конструктивні та експлуатаційні переваги.

Передній та задній входи лавової труби можуть бути досить легко закриті, щоб підтримувати відносно чисте від місячного пилу середовище для всіх операцій; тоді як пухкий пил може заважати при великій кількості операцій на поверхні. Додатковою перевагою є безпечне робоче середовище для членів екіпажу, які виходять за межі житлового середовища, але залишаються всередині труби. Тяжкі вібруючі механізми можуть бути міцно прикріплені до твердої породи лавової труби, що є великою рідкістю на місячній поверхні. Лавова труба може служити зручним «ангаром» або «гаражем» для всіх видів обладнання, що має малі робочі цикли та має зберігатися в захищеному середовищі.

1.5. Особливості розрахунку купола-оболонки місячного модуля

1.5.1. Загальні положення

Розрахункова модель створюється з метою оцінки відповідності прийнятих конструктивних рішень вимогам несучої здатності та експлуатаційної придатності.

Розрахункова модель композитних конструкцій житлового модуля Місячної бази включає інформацію про геометричні параметри, фізико-механічні характеристики та особливості деформування матеріалів, навантаження і впливи.

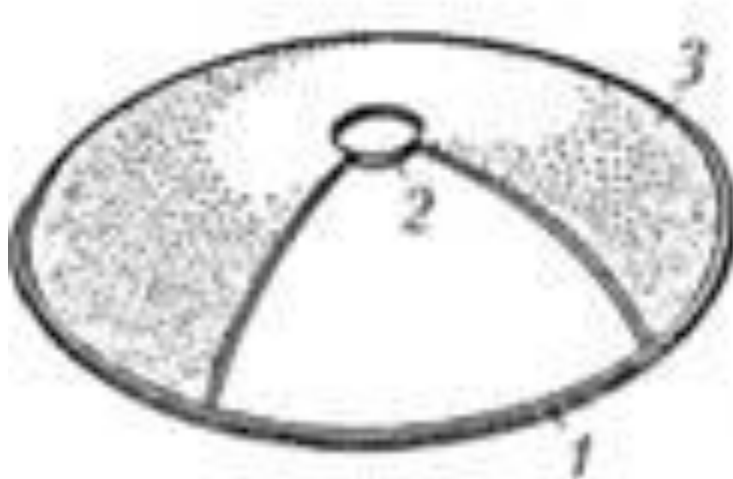
Шляхом статичного та динамічного розрахунку визначаються зусилля в елементах конструктивної системи; переміщення конструктивної системи та її окремих елементів. За отриманими даними виконується розрахунок елементів, перевірка стійкості форми і положення конструктивної системи.

Конструктивне рішення житлового модуля Місячної бази представляє собою тонкостінну оболонку у формі куполу (купол-оболонка).

Поверхня купола утворюється в результаті обертання меридіональної кривої навколо вертикальної осі. Меридіональна крива може бути представлена дугою кола, еліпса, параболи або комбінації з них.

Купол-оболонка житлового модуля Місячної бази виконується монолітним з гладкою поверхнею за технологією 3D-друку (адитивна технологія, коли суміш подається через екструдер і відбувається пошарова побудова тривимірного об'єкту на основі комп'ютерної моделі).

Купол-оболонка складається з двох основних конструктивних елементів: 1- оболонки купола; 2 - опорного кільця. В місцях улаштування отворів виконуються верхні або бічні кільця.



*Рис. 1.20. Купол-оболонка:
1 – опорне кільце; 2 – верхнє кільце; 3 – оболонка купола*

1.5.2. Фізико-механічні властивості матеріалів куполу-оболонки житлового модуля

При проектуванні житлового модуля Місячної бази перевагу слід надавати місцевим будівельним матеріалам з метою здешевлення будівництва.

Бетон на основі місячного ґрунту (реголіту) складається з приблизно 70% заповнювача і приблизно 30% в'язучого. Особливістю виготовлення бетону в умовах Місяця є відсутність у його складі води, тому застосовується сірчаний бетон. Сірчаний бетон складається з сірчаного в'язучого, інертних заповнювачів і наповнювачів. Фізико-механічні властивості бетону з місячного ґрунту (реголіту) приведені в табл. 3.3.

Таблиця 1.3 - Фізико-механічні властивості бетону з місячного ґрунту (реголіту)

Міцність на стиск, МПа	Міцність на розтяг, МПа	Модуль пружності, МПа	Коефіцієнт Пуассона	Густина, кг/м ³	Граничні деформації, %
24.0 – 33.8	2.0 – 3.7	21400	0.18	2200	2,5

Армування куполу-оболонки виконується композитною арматурою, що виготовляється у вигляді безперервного скляного або базальтового ровінгу, отриманого шляхом плавлення місячного реголіту. Фізико-механічні властивості композитної арматури з місячного ґрунту (реголіту) приведені в табл. 3.4.

Таблиця 1.4 - Фізико-механічні властивості композитної арматури з місячного ґрунту (реголіту)

Міцність на розтяг, МПа	Модуль пружності, МПа	Граничні деформації, %
600-800	41 – 50 x10 ³	0,8-1,2

При розрахунку куполу-оболонки житлового модуля в якості розрахункових слід приймати діаграми стану деформування для бетону згідно рис. 3.21 (а), для арматури – рис. 3.21 (б).

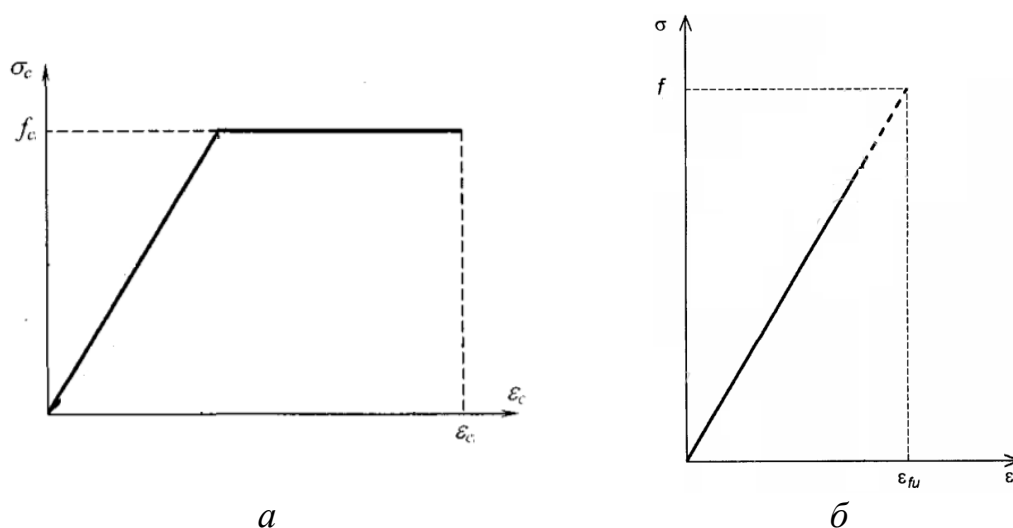


Рис. 1.21. діаграми «напруження-деформації»:
а – бетону; б – композитної арматури

1.5.3. Навантаження і впливи на купол-оболонку житлового модуля

Основними навантаженнями, що діють на купол-оболонку житлового модуля, є вага захисного шару реголіту та тиск внутрішньої «атмосфери».

Для визначення ваги реголіту товщина шару приймається не менше 2,5 м з точки зору забезпечення захисту від радіації, а також падіння невеликих метеоритів. Щільність реголіту приймається 1700 кг/м³. Розрахункова вага шару реголіту визначається з урахуванням характерного для умов Місяця прискорення тяжіння, що становить 1,62 м/с².

Для забезпечення нормальних умов проживання необхідно підтримувати тиск всередині житлового модуля, який за різними джерелами коливається від 34,5 кПа до 101,4 кПа. В наведених межах приймається розрахунковий внутрішній тиск.

Схеми прикладання навантаження на елементи купола-оболонки приведені на рис. 3.22.

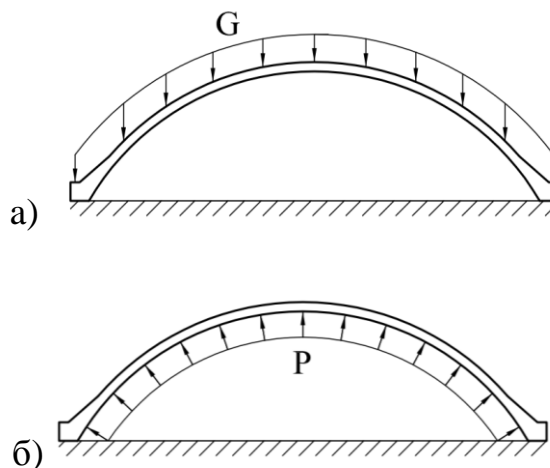


Рис. 1.22. Схеми прикладання навантаження на елементи купола-оболонки:

а) вага захисного шару реголіту; б) тиск внутрішньої «атмосфери»

1.5.4. Чисельне моделювання напружено-деформованого стану купола-оболонки житлового модуля

Розрахункова схема купола-оболонки створюється шляхом автоматичного завдання поверхонь із застосуванням функції виду $z=F(x,y)$ або параболоїду обертання. При цьому створюється оболонкова модель, яка складається з трикутних елементів.

Опорне, верхні та бічні кільця моделюються із застосуванням стержневих елементів.

Для моделювання роботи стержневих елементів використовується KE 10 «Універсальний просторовий стержневий скінчений елемент». Стрижень має місцеву праву декартову систему координат $X1, Y1, Z1$, відносно якої визначаються зусилля та задається місцеве навантаження. Вісь $X1$ спрямована поздовжньої осі стрижня від початку (перший вузол) до кінця (другий вузол). Осі $Y1$ та $Z1$ є головними центральними осями інерції. Вісь $Z1$ завжди спрямована у верхній напівпростір. За умовчанням вважається, що у довільно орієнтованих стрижнів вісь $Y1$ паралельна горизонтальній площині XOY глобальної системи координат, а у вертикальних стрижнів – паралельна осі Y глобальної системи координат і спрямована у протилежний бік.

Для моделювання елементів оболонки використовується KE 42 «Універсальний трикутний скінчений елемент оболонки». У кожному з вузлів KE є шість ступенів свободи: U, V, W, UX, UY, UZ .

- U - горизонтальне переміщення, позитивний напрямок якого збігається з напрямком $X1$;

- V - горизонтальне переміщення, позитивний напрямок якого збігається з напрямком $Y1$;

- W - вертикальне переміщення (прогин), позитивний напрямок якого збігається з напрямком осі $Z1$;

- UX - Кут повороту щодо осі $X1$, позитивний напрям якого протилежно напрямку обертання годинникової стрілки, якщо дивитися з кінця осі $X1$;

- UY - Кут повороту щодо осі $Y1$, позитивний напрям якого протилежно напрямку обертання годинникової стрілки, якщо дивитися з кінця осі $Y1$;

- UZ - Кут повороту щодо осі Z загальної системи координат.

Ступені свободи U, V відповідають мембранним, а W, UX, UY - згинальним деформаціям. Кут повороту UZ не входить до числа вузлових параметрів, що визначають деформації елемента та в місцевій системі координат дорівнює нулю. Ця ступінь свободи з'являється при стикуванні елементів, що не лежать в одній площині, і необхідна для врахування просторової роботи конструкції.

Елементом розрахункової моделі призначаються характеристики жорсткості. Властивості матеріалів призначаються згідно рекомендацій розділу 1.

Товщина оболонки попередньо призначається в залежності від діаметру та стріли підйому купола-оболонки, а також кількості людей, для перебування яких проектується модуль (табл. 1.5).

До елементів утвореної просторової скінченноелементної моделі купола-оболонки прикладаються наступні навантаження:

- власна вага несучих конструкцій оболонки, опорного, верхнього та бічних кілець (за наявністю);

- вага захисного шару реголіту;

– внутрішній тиск від штучної атмосфери всередині купола-оболонки.

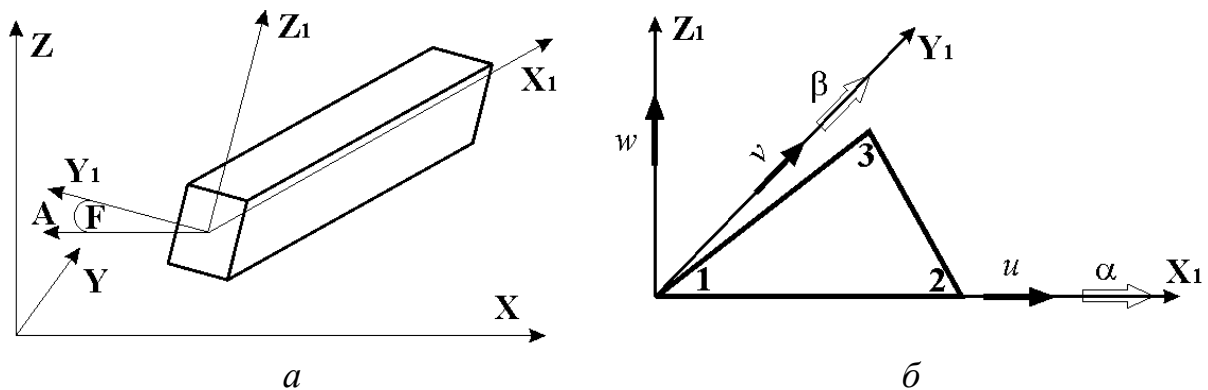


Рис. 1.23. Схеми та параметри скінчених елементів бібліотеки ПК «ЛИРА-САПР» для моделювання несучих конструкцій купола-оболонки: а - КЕ 10 «Універсальний просторовий стержневий скінчений елемент»; б - КЕ 42 «Універсальний трикутний скінчений елемент оболонки»

Таблиця 1.5. Рекомендована товщина оболонки для попереднього розрахунку

Діаметр купола-оболонки, м	Радіус кривизни, м	Кількість людей	Товщина оболонки, мм
24-26	12-14	8	140 - 160
26-28	14-17	10	160-200
28-30	17-20	12	200-240

З метою визначення внутрішніх зусиль в елементах та деформацій (прогинів та переміщень) купола-оболонки виконується статичний розрахунок отриманої розрахункової моделі.

Кінцевим результатом розрахунку є комплекс даних щодо напружено-деформованого стану купола-оболонки, на основі яких виконується розрахунок конструкції за граничними станами несучої здатності (перша група) та експлуатаційної придатності (друга група).

1.5.5. Розрахунок на вплив метеоритів

Можливі види відмов, спричинені ударами на надвисоких швидкостях, включають погіршення теплового та радіаційного захисту;

структурну деградацію через часткове або повне проникнення в огороження або через внутрішнє розтріскування; та травми екіпажу.

Руйнування стінки конструкції може відбуватися з кількох різних причин: перфорація та розтріскування через утворення вибоїн, тріщин та розшаровування, а також розшарування та розрив волокна для композитних матеріалів. Захисний шар призначений для запобігання проникненню частинок певного критичного розміру.

Для визначення мінімальних вимог до екранування місячної конструкції необхідно виконати такі кроки:

- 1) визначити ймовірність відсутності проникнення,
- 2) оцінити площу та термін служби конструкції,
- 3) визначити максимальну масу та діаметр метеороїдів, від яких конструкція має бути захищена,
- 4) використовуючи рівняння проникнення, визначити мінімальну товщину стінок для різних типів захисних шарів.

Ймовірність відсутності проникнення важливий фактор для будівель і споруд на Місяці, який визначається на основі даних для інших структур подібного призначення.

Для житлово-виробничих модулів довгострокового або постійного проживання ймовірність відсутності проникнення метеороїдів в оболонку приймається рівною $PNP=0.995...0.999$.

Термін служби конструкцій та загальна площа місячної бази визначається в залежності від тривалості та призначення місії, під час якої потрібно розміщення екіпажу та відповідного обладнання. Наприклад, якщо проектується укриття для наукового обладнання залишається на Місяці без будь-якої присутності людини, можуть мати тривалий термін служби, оскільки вони залишаються там, поки вони не перестануть працювати. Термін служби конструкцій споруд підтримки розгортання довготривалих місій значно скорочується. Для постійного перебування тривалість терміну експлуатації конструкцій знову ж таки буде довшою, оскільки місця проживання, для яких вони будуть використовуватися, будуть більш самодостатніми. Площа місячної поверхні, яку буде покривати кожна структура, збільшується зі збільшенням тривалості місії. На першому етапі укриття буде лише обладнання, тому конструкція буде приблизно такого ж розміру, як і обладнання. На другому етапі потрібен достатній простір для мешканців, а на третьому - ще більше місця, оскільки більше людей залишатиметься на довший період часу. Конструкції на цьому етапі також включатимуть складські та різноманітні лабораторні та виробничі приміщення.

Використовуючи визначені значення можна розрахувати максимально допустимий потік, що спричиняє проникнення, для вибраної ймовірності відсутності проникнення PNP . Після чого розраховується маса, яка відповідає цьому потоку.

Щоб досягти необхідного PNP і запобігти проникненню метеороїдів з більш високою ймовірністю зіткнення, захисний екран (шар) повинен

зупиняти дедалі дрібніші метеороїди, оскільки загальний потік зменшується зі збільшенням розміру метеороїдів. Відповідний діаметр для частки розраховується, виходячи з наступних параметрів сферичних частинок-метеороїдів:

- щільність $0,5 \text{ г/см}^3$, якщо маса більше 10^{-2} г ;
- щільність 1 г/см^3 , якщо маса від 10^{-6} г до 10^{-2} г .
- Для прогнозування ефективності захисту місячного модуля від метеороїдів можуть бути використані залежності, розроблені для програми Apollo [15].

Залежність потоку частинок (N) з ймовірністю відсутності проникнення (PNP) протягом певного часу та площі описується рівнянням:

$$PNP = e^{-N \cdot A \cdot T}, \quad (1.1)$$

де A – площа, м^2 ;
 T – час, роки.

Коефіцієнт захисту для поверхні Землі:

$$s_f = \frac{1 + \cos \eta}{2}, \quad (1.2)$$

де $\sin \eta = \frac{R_E}{R_E + H}$;

R_E – радіус Землі плюс 100 км атмосфера;
 H – висота над атмосферою;

Коефіцієнт гравітаційного фокусування, розрахований для Місяця

$$G_E = 1 + \frac{R_E}{r}, \quad (1.3)$$

де r – радіус орбіти;

Кумулятивний потік маси для метеороїдів менше 10 г відповідно до моделі метеороїдів NASA 1994 року:

$$N = s_f \cdot G_E \cdot 3.156 \times 10^7 \cdot [(2.2 \times 10^3 \cdot m^{0.306} + 15^{-4.38} + 1.3 \times 10^{-9} (m + 10^{11} \cdot m^2 + 10^{27} \cdot m^4)^{-0.36} + 1.3 \times 10^{-16} \cdot (m + 10^6 \cdot m^2)^{-0.85}] , \quad (1.4)$$

де m – маса, г.

Використовувані рівняння для визначення товщини захисної конструкції від проникнення метеороїдів приведені нижче.

Модифіковане рівняння Кур-Пале, що використовує балістичну межу:

$$t_w = 1.8 \cdot 5.24 \cdot d \cdot \frac{19}{18} \cdot BH^{-0.25} \cdot \left(\frac{\rho_p}{\rho_w} \right)^{0.5} \cdot \left(\frac{V \cos \theta}{C} \right)^{2/3} \quad (1.5)$$

Рівняння Фіша-Саммерса для одностінного екрану:

$$t_w = K \cdot m^{0.352} \cdot V^{0.875} \cdot \rho_p^{1/6} \quad (1.6)$$

Нове рівняння Кур-Пале для проникнення через подвійну стінку:

$$d = 3.918 \cdot t_w^{2/3} \cdot \rho_b^{-1/3} \cdot \rho_b^{-1/9} \cdot (V \cdot \cos \theta)^{-2/3} \cdot S^{1/3} \cdot \left(\frac{\sigma}{70} \right)^{1/3}, \quad (1.7)$$

$$V \cdot \cos \theta \geq 7 \text{ км/с}.$$

Рівняння проникнення подвійної стінки Нісміта:

$$t_w = \frac{d \cdot 5.08 \cdot V^{0.278}}{(t_b / d)^{0.258} \cdot (S / d)^{1.39}}, \quad (1.8)$$

при $t_b / d < 0.5$ та $t_w / d < 1$

Рівняння Вілкінсона для проникнення через подвійну стінку:

$$t_w = \frac{0.364 \cdot (d / 0.8)^4 \cdot \rho_p^2 \cdot V \cdot \cos \theta}{L_2 \cdot S^2 \cdot \rho_b \cdot t_b \cdot \rho_w}, \quad (1.9)$$

при $\frac{d \cdot \rho_p}{\rho_b \cdot t_b} > 1$

Рівняння потрійного проникнення стін Крістіансена:

$$d = 0.62 \cdot (t_w \cdot \rho_w)^{1/3} \cdot \rho_p^{-1/3} \cdot V_p^{-1/3} \cdot \cos^{0.5} \theta \cdot S^{2/3} \cdot \left(\frac{\sigma}{40} \right)^{1/6}, \quad (1.10)$$

$$V \cdot \cos^{1/3} \theta \geq 6.5 \text{ км/с}.$$

де BH - твердість цільового матеріалу за Брінеллем;
 C - швидкість звуку в матеріалі (км/с);
 d - діаметр снаряда (см);

G_E - гравітаційний фактор фокусування;
 H - висота над атмосферою;
 K - постійна для цільового матеріалу (наприклад, 0,57 для алюмінію);
 L_2 – константа для матеріалу задньої стінки (наприклад, 0,401 для алюмінію)
 m - маса (г);
 N - кумулятивний потік метеороїдів ($/\text{м}^2/\text{рік}$);
 PNP - ймовірність відсутності проникнення;
 r - радіус орбіти;
 S - відстань між бампером і задньою стінкою (см);
 S_f - коефіцієнт екранування;
 t - товщина (см);
 T - час (рік);
 V - нормальна швидкість (км/с);
 θ - кут удару;
 ρ - питома вага ($\text{г}/\text{см}^3$);
 σ - межа текучості.
Нижні індекси: p - снаряд; w - задня стінка; b - амортизатор.

1.6. Аналіз напружено-деформованого стану монолітної оболонки купола для місячного житлового модуля

Монолітна куполоподібна оболонка, розташована на поверхні Місяця, розглядалася як несуча конструкція для місячного живого модуля. Зведення монолітного купола забезпечується за допомогою пневмоопалубки. Бетонування здійснюється за допомогою 3D-принтера після підйому поверхні опалубки та арматурного каркаса в робоче положення.

Розміри житлового модуля взято виходячи з кількості членів екіпажу за даними [4]. Розглянуто варіанти житлових модулів на 8, 10 та 12 осіб з параметрами, показаними на рис. 1.24. Ефективна висота модуля у всіх випадках була прийнята 4 м, а загальна висота – 7 м.

Місячний бетон використовується для монолітної купольної конструкції. Місячний бетон – це штучний матеріал, який виробляється безпосередньо на Місяці з використанням реголіту, нагрітого до 2000°C , як цементуючого матеріалу, оброблених місячних порід у вигляді заповнювача та сірки як зв'язуючого речовини замість води, оскільки вона не присутня на поверхні Місяця. Фізико-механічні властивості бетону приведені в п. 1.5.

Для армування монолітної купольної конструкції використовуються склопластикові стрижні. Арматурні прутки передбачається формувати зі скла, отриманого з місячного реголіту за технологією його плавлення та охолодження [7]. Фізико-механічні властивості склопластикових стрижнів,

виготовлених обробкою місячного реголіту за наявними даними, наведені в п. 1.5.

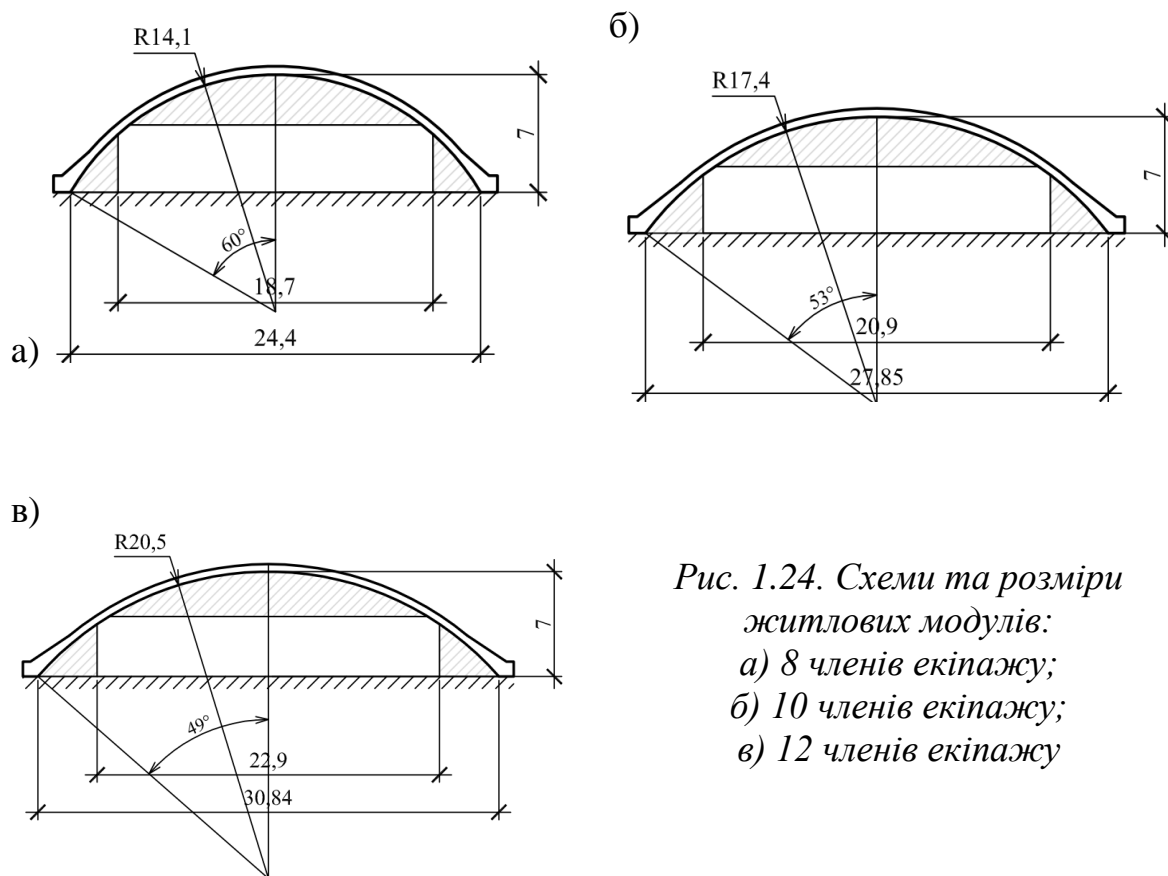


Рис. 1.24. Схеми та розміри житлових модулів:
 а) 8 членів екіпажу;
 б) 10 членів екіпажу;
 в) 12 членів екіпажу

Основними навантаженнями, що діють на оболонку модуля, є вага захисного шару реголіту та тиск внутрішньої «атмосфери».

Для визначення ваги реголіту товщину шару прийняли рівною 2,5 м з точки зору забезпечення захисту від радіації, а також падіння невеликих метеоритів. Щільність реголіту прийнята за 1700 кг/м³. Враховуючи характерне для умов Місяця прискорення тяжіння, яке становить 1,62 м/с², вага шару реголіту становитиме 7,1 кН/м².

Для забезпечення нормальних умов проживання необхідно підтримувати тиск всередині житлового модуля, який за різними джерелами коливається від 34,5 кПа до 101,4 кПа. Для розрахунку внутрішній тиск був прийнятий за 69 кПа (кН/м²).

Попереднє проектування купольної конструкції місячного модуля виконано як для статично невизначеної просторової системи згідно з мембранною теорією оболонок. Основними припущеннями конструкції є: постійна товщина і кривизна оболонки, пружна поведінка матеріалів під навантаженням, плавна зміна навантаження, що діє на оболонку. Формули для визначення внутрішніх сил наведені в таблиці 1.6.

Як видно з отриманих результатів, елементи купольних конструкцій витримують первинний опір розтягуючим напругам. Таким чином,

процедура проектування така ж, як і для залізобетонної конструкції на осьовий розтяг [11].

Таблиця 1.6. Формули для визначення внутрішніх сил [10]

Схема навантаження	Внутрішні сили	
	N_1	N_2
Вага реголіту	$-Gr_c/(1+\cos\varphi)$	$-Gr_c\cos\varphi-N_1$
Внутрішній тиск	$0.5Pr_c$	$0.5Pr_c$

Позначення в таблиці 3.6: G - вага реголітного покриття; P - внутрішній тиск; N_1 – внутрішня сила в меридіональному напрямку; N_2 – внутрішня сила в напрямку обруча; r_c – кривизна оболонки; φ – кут, вимірний від осі повороту оболонки; φ_0 – половина центрального кута дуги оболонки.

Таблиця 1.7. Максимальні внутрішні зусилля в купольних конструкціях

Варіант модуля (члени екіпажу)	Меридіональні сили, кН/м		Кільцеві сили, кН/м	
	Вага реголіту	Внутрішній тиск	Вага реголіту	Внутрішній тиск
8	-66.74	486.4	-116.8	486.4
10	-77.12	600.3	-151.5	600.3
12	-87.9	707.2	-183.4	707.2

Міцність оболонки буде забезпечена за умови виконання умови:

$$N_i \leq f_{fgr} \cdot A_{fgr}, \quad (1.11)$$

де N_i – внутрішня сила в конструкції купола;
 f_{fgr} - міцність скловолоконної арматури;
 A_{fgr} – площа армування скловолокном.

Оскільки оболонка купола повинна забезпечувати герметичність модуля, утворення в ній тріщин не допускається. Для виконання цієї вимоги необхідний розрахунок стійкості до тріщин, який виконується за формулою:

$$N_i \leq N_{crc} = f_{lct} \cdot A_c + \sigma_{fgr} \cdot A_{fgr}, \quad (1.12)$$

де N_{crc} - сила, яку елемент може витримати при розтріскуванні;
 f_{lct} - міцність місячного бетону на розрив;
 A_c — площа поперечного перерізу;
 σ_{fgr} — напруги в скловолоконній арматурі, що відповідають розтріскуванню бетону.

Напруги в арматурі з скловолокна, що відповідають утворенню тріщин в бетоні, можна отримати через граничне деформування місячного бетону при розтягуванні.

$$\sigma_{fgr} = E_{fgr} \cdot \varepsilon_{lctu}, \quad (1.13)$$

де E_{fgr} – модуль пружності скловолоконної арматури;
 ε_{lctu} - це гранична деформація місячного бетону при розтягуванні, яка була прийнята як для звичайного бетону:

$$\varepsilon_{lctu} = 2 f_{lct} \cdot E_{lc}, \quad (1.14)$$

E_{lc} — модуль пружності місячного бетону.

За вищенаведеними формулами можна розрахувати необхідну площу скловолоконної арматури та товщину оболонки купола:

$$A_{fgr} = N_i / f_{fgr}, \quad (1.15)$$

$$\delta_{shell} = N_i / f_{lct} - 2A_{fgr} E_{fgr} / E_{lc}. \quad (1.16)$$

Таблиця 1.8 - Необхідна площа скловолоконної арматури та товщина оболонки купола для житлових модулів

Варіант модуля	Площа арматури, см ² /м	Товщина оболонки купола, мм
8 членів екіпажу	7.1	160
10 членів екіпажу	8.7	197
12 членів екіпажу	10.2	232

Отримані параметри корпусів купола округлювали до 10 мм, таким чином товщина корпусу купола для модуля з 8 членів екіпажу становить 160 мм, для 10 членів екіпажу – 200 мм, для 12 членів екіпажу – 240 мм. Ці уточнені значення були використані при кінцево-елементному моделюванні місячних житлових модулів.

Для кожного варіанту модуля виконано напружено-деформаційне моделювання місячного живого модуля з використанням 3D-моделей скінченноелементної моделі оболонки купола. Моделювання виконано за допомогою комерційного програмного забезпечення ЛІРА-САПР. Для створення 3D-моделей використовувалися універсальні скінченні елементи оболонки трикутника. Схема та локальні осі скінченного елемента оболонки трикутника наведені на рис. 3 (а). Для спрощення моделі місячний бетон розглядали як пружний ізотропний матеріал. Товщину оболонки призначали за попереднім розрахунком.

До опорних вузлів купола застосовано шарнірні умови (переміщення по всіх трьох осях вимкнено, а повороти навколо них дозволені).

На елементи оболонки прикладалися навантаження від ваги шару покриття реголіту та внутрішнього тиску за схемами, наведеними на рис. 1.25.

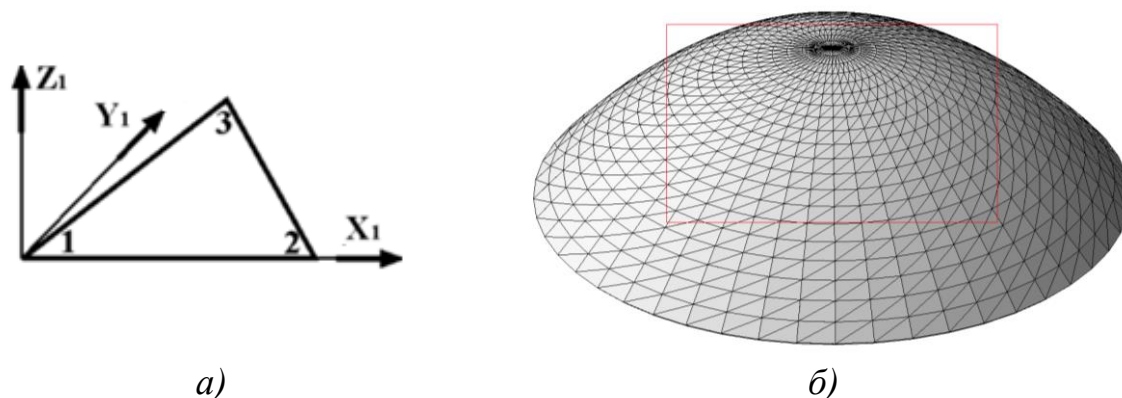


Рис. 1.25. Схема та локальні осі скінченного елемента оболонки трикутника (а) та 3D скінченноелементної моделі оболонки купола місячного живого модуля (б)

Проведено статичний аналіз оболонки. В результаті були отримані дані про величину та інтенсивність внутрішніх напружень.

Для ілюстрації на рис. 1.25 (б) наведено отриману 3D кінцево-елементну модель корпусу купола на прикладі купола для модуля з 12 членів екіпажу. Ізополю внутрішніх напружень в оболонці під вагою покриття реголіту та внутрішній тиск показані на рис. 1.26 і 1.27.

Отримані дані про внутрішні напруження були використані для аналізу внутрішніх зусиль у елементах купола, а також необхідної товщини та армування оболонки купола житлових модулів.

Порівняльні діаграми меридіональних і кільцевих зусиль в отриманих оболонках купола, а також необхідної площі скловолоконної арматури та товщини оболонки купола за даними кінцево-елементного моделювання (МКЕ) та теорії мембран представлені на рис. 1.28 – 1.30.

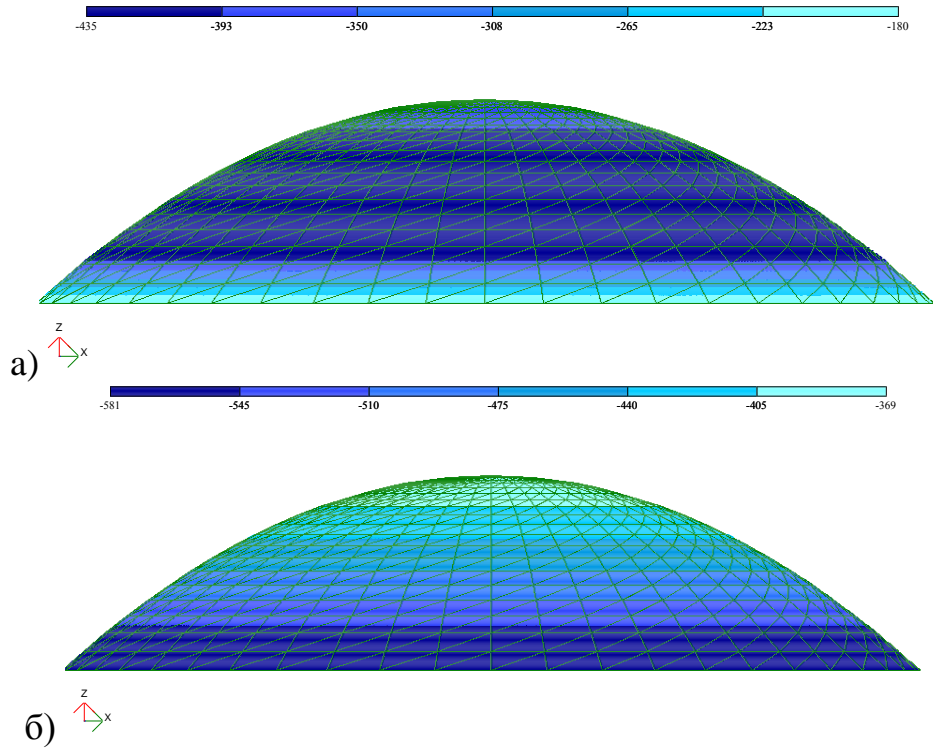


Рис. 1.26. Ізополя внутрішніх напружень в оболонці під вагою покриття реголіту: а) напруження N_x ; б) напруження N_y

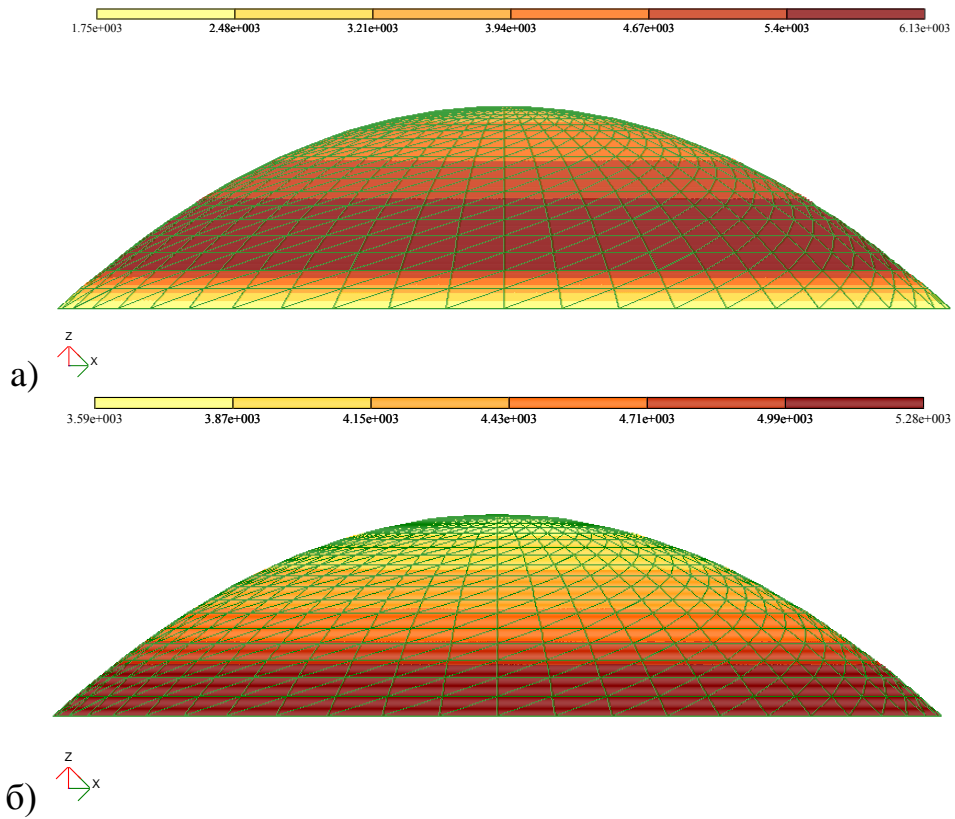


Рис. 1.27. Ізополя внутрішніх напружень в оболонці під дією внутрішнього тиску: а) напруження N_x ; б) напруження N_y

Як видно з отриманих результатів, внутрішні сили за МКЕ відрізняються від тих за мембранною теорією. При цьому значення меридіональних внутрішніх сил від ваги шару реголіту за мембранною теорією перевищують результати МКЕ в 1,3-1,45 рази (виняток становить модуль на 12 осіб, де значення МКЕ вищі в 1,2 рази), кільцеві зусилля – в 1,32 - 1,87 рази. Що стосується внутрішнього тиску, то результати МКЕ перевищують дані мембранної теорії в 1,4-2 рази для меридіональних сил і в 1,2-1,8 для кільцевих сил.

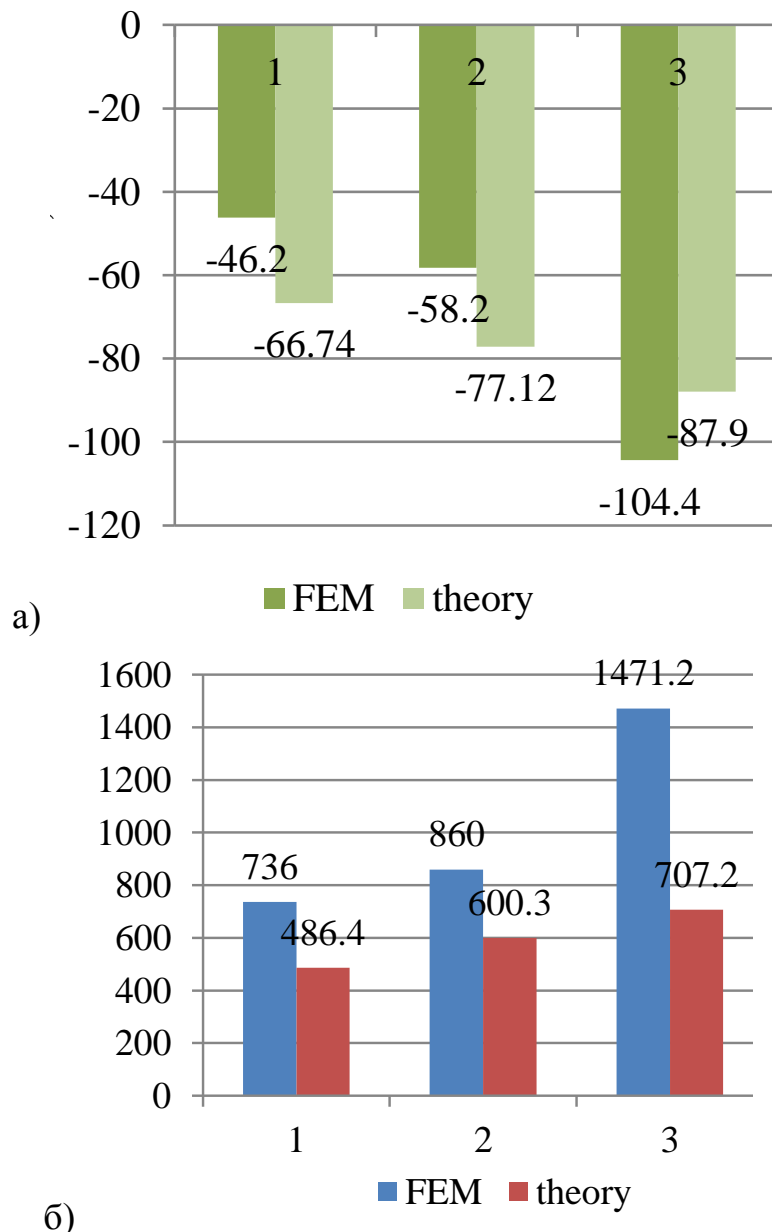


Рис. 1.28. Порівняльна діаграма меридіональних сил (кН/м) в оболонках купола, отримана за МКЕ (FEM) та теорією мембран (theory):
 а) маса покриття реголіту; б) внутрішній тиск;
 1 - 8 членів екіпажу; 2 - 10 членів екіпажу; 3-20 членів екіпажу

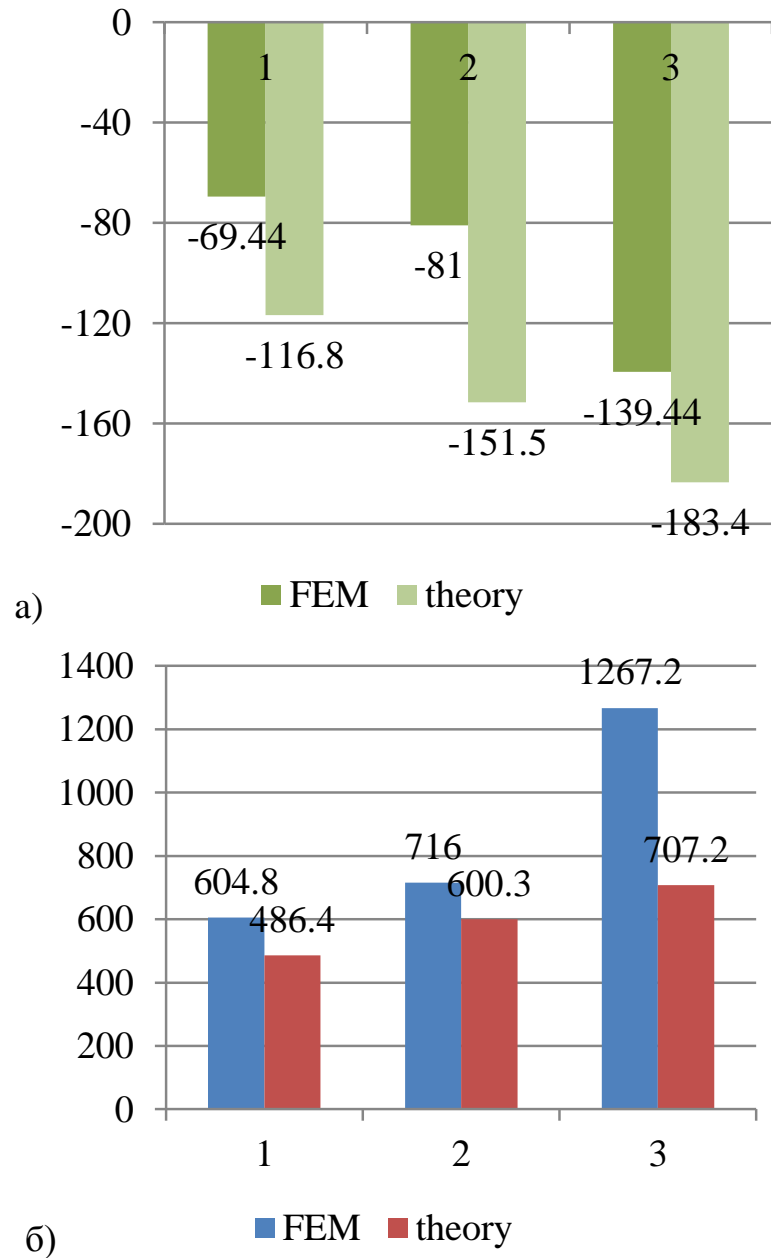


Рис. 1.29. Порівняльна діаграма кільцевих зусиль (кН/м) у оболонках купола, отримана за МКЕ (FEM) та теорією мембран (theory):
 а) маса покриття реголіту; б) внутрішній тиск;
 1 - 8 членів екіпажу; 2 - 10 членів екіпажу; 3-20 членів екіпажу

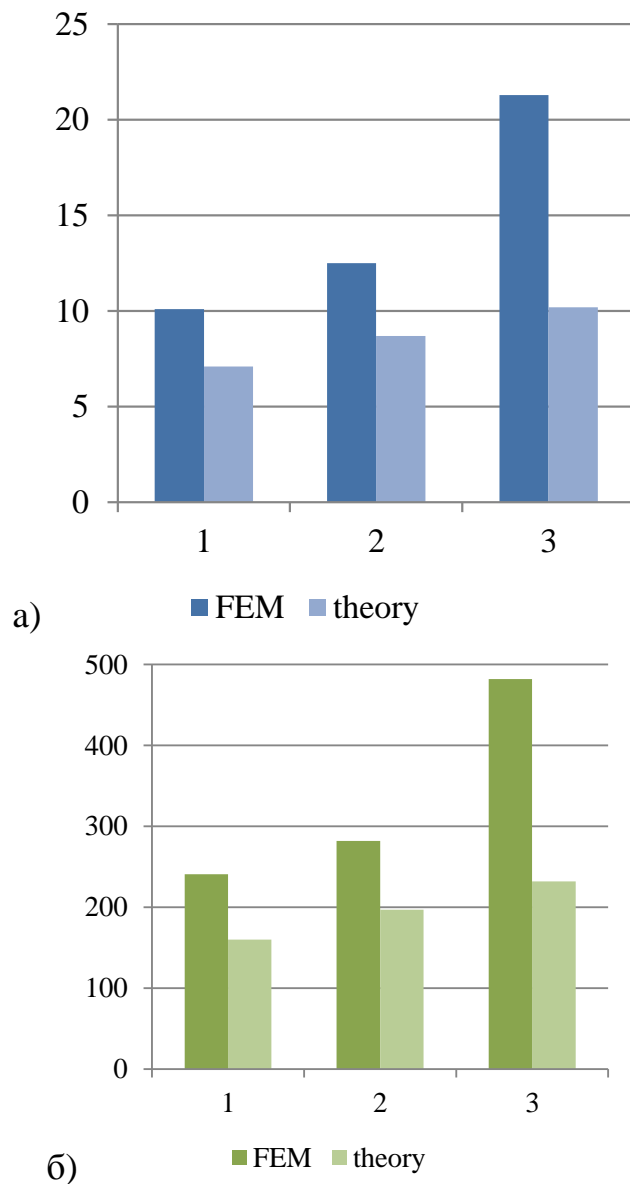


Рис. 1.30. Порівняльні діаграми необхідної площі скловолоконної арматури, $\text{см}^2/\text{м}$, (а) і товщини оболонки купола, мм, (б) за МКЕ (FEM) та теорією мембран (theory): 1 - 8 членів екіпажу; 2 - 10 членів екіпажу; 3-20 членів екіпажу

За результатами моделювання конструктивні параметри куполів такі:
 для модуля на 8 членів екіпажу - товщина оболонки 240 мм з площею армування $10,1 \text{ см}^2$;

для 10 членів екіпажу - товщина оболонки 280 мм з площею армування $12,5 \text{ см}^2$.

Що стосується модуля на 12 членів екіпажу, то отримана товщина корпусу, що дорівнює 480 мм, свідчить про нераціональність прийнятого конструктивного рішення у вигляді суцільного перерізу. Необхідно розглянути варіанти, наприклад, ребристого або Т-образного перетину, які можуть стати предметом подальших досліджень.

ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 1

1. Проаналізовано та систематизовано конструктивні рішення житлових модулів та місячної бази з урахуванням вимог щодо забезпечення міцності, стійкості та довговічності в умовах Місячного середовища.

2. Запропоновано геометричні параметри монолітних купольних корпусів місячних житлових модулів на 8, 10 та 12 членів екіпажу для побудови оболонок за технологією 3D-друку. Систематизовано фізико-механічні характеристики місячної арматури з бетону та скловолокна на основі матеріалів місцевого походження для розрахунку на міцність та скінченно-елементного моделювання.

3. За відомими методиками проектування залізобетонних конструкцій проведено попередній розрахунок оболонок купола на навантаження від внутрішнього тиску та ваги шару захисного реголіту. На основі отриманих даних було проведено скінченно-елементне моделювання оболонок за допомогою комерційного програмного забезпечення ЛІРА.

4. Внутрішні сили, отримані за допомогою скінченно-елементного моделювання (FEM), відрізняються від тих, що відповідають теорії мембрани. Значення меридіональних внутрішніх сил від ваги шару реголіту за мембранною теорією перевищують результати МКЕ в 1,3-1,45 рази, кільцевих сил – у 1,32-1,87 рази. Що стосується внутрішнього тиску, то результати МКЕ перевищують дані мембранної теорії в 1,4-2 рази для меридіональних сил і в 1,2-1,8 для кільцевих сил.

5. Конструкційні параметри куполів за результатами дослідження напружено-деформованого стану: для модуля з 8 членів екіпажу - товщина корпусу 240 мм з площею склопластикового армування 10,1 см²; для модуля на 10 членів екіпажу - товщина оболонки 280 мм з площею армування 12,5 см². Для модуля на 12 членів екіпажу необхідно передбачити ребристий або Т-подібний перетин для забезпечення раціональної конструкції.

ПЕРЕЛІК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ ДО РОЗДІЛУ 1

1. Erik Seedhouse. Lunar Outpost. The Challenges of Establishing a Human Settlement on the Moon. Springer Praxis Books. 2009. 300 p. https://link.springer.com/chapter/10.1007/978-0-387-09747-3_5

2. Jablonski, Alexander M.; Ogden, Kelly A. Technical Requirements for Lunar Structures. Journal of Aerospace Engineering, 2008. Vol. 21(2), pp. 72–90. doi:10.1061/(asce)0893-1321(2008)21:2(72)

3. Peter Eckart. The Lunar Base Handbook. An Introduction to Lunar Base Design, Development, and Operations. 2006, 820 p.

4. Ruess, F.; Schaenzlin, J.; Benaroya, H. (2006). *Structural Design of a Lunar Habitat. Journal of Aerospace Engineering*, 19(3), 133–157. doi:10.1061/(asce)0893-1321(2006)19:3(133)
5. Happel, J. A. (June 1, 1993). "Indigenous Materials for Lunar Construction." ASME. **Appl. Mech. Rev.** June 1993; 46(6): 313–325. <https://doi.org/10.1115/1.3120360>
6. Dr.P. Markandeya Raju, S. Pranathi (2012) Lunarcrete – A Review. Proceedings of AARCV 2012 - International Conference on Advances in Architecture and Civil Engineering, 21st – 23rd June 2012. 886. Paper ID AR84AS, Vol.2. pp. 886 – 891.
7. Tucker, Dennis; Ethridge, Ed; Toutanji, Houssam (2006). *Production of Glass Fibers for Reinforcement of Lunar Concrete. 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit [American Institute of Aeronautics and Astronautics 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit - Reno, Nevada (09 January 2006 - 12 January 2006)]. AIAA 2006-523. doi:10.2514/6.2006-523.*
7. Meyers, Charles; Toutanji, Houssam (2007). *Analysis of Lunar-Habitat Structure Using Waterless Concrete and Tension Glass Fibers. Journal of Aerospace Engineering*, 20(4), 220–226. doi:10.1061/(ASCE)0893-1321(2007)20:4(220).
8. De Kestelier, X., Dini, E., Cesaretti, G., Colla, V., Pambaguian, L. Lunar Outpost Design. 2015. https://www.fosterandpartners.com/media/2634652/lunar_outpost_design_foster_and_partners.pdf.
9. Goulas A, Binner JG, Engstrøm DS, Harris RA, Friel RJ. Mechanical behaviour of additively manufactured lunar regolith simulant components. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part L: Journal of Materials: Design and Applications*. 2019;233(8):1629-1644. doi:10.1177/1464420718777932
10. Billington, D.P. (1990). Thin shell concrete structures. McGraw-Hill Book Company, 373.
11. McCormac, J. C., Nelson, J. K. (2008). Design of Reinforced Concrete. John Wiley & Sons, 736.
12. <https://aerospace.org/article/aerospace-patents-revolutionary-lunar-habitat-concept>.
13. <https://ttu-ir.tdl.org/bitstream/handle/2346/87147/ICES-2021-186.pdf>.
14. https://lsic.jhuapl.edu/uploadedDocs/focus-files/920-E&C%20Monthly%20Meeting%20-%202021%2007%20July_Presentation%20-%20Space%20Initiatives.pdf.
15. <https://www.researchgate.net/publication/273140226>.
16. <https://ttu-ir.tdl.org/bitstream/handle/2346/87147/ICES-2021-186.pdf>.

РОЗДІЛ 2. РОБОЧИ ТА ЖИТЛОВІ КОМПЛЕКСИ. ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ МІКРОКЛІМАТУ ПРИМІЩЕНЬ

Сам Місяць є небезпечним середовищем, і будівництво і забезпечення постійного поселення людей на ньому, безумовно, є важким кроком для людства, але й важливим. Є багато наукових публікацій про небезпеки, що походять від навколишнього середовища, які можуть виникнути і про те, як до них підготуватися. Але мета проектування та побудови Місячної бази у тому, щоб спроєктувати місце для захисту космонавтів (поселенців) від небезпек навколишнього середовища. Захист важливий, але база повинна підтримувати безліч технічних та нетехнічних підсистем, які необхідні для забезпечення безпеки та комфорту проведення часу на Місяці.

Місячне поселення служить основним місцем перебування людей, центром управління і зв'язку, лабораторією попередньої обробки і аналізу результатів досліджень, базою зберігання і технічного обслуговування обладнання.

Конструкція основної споруди Місячного поселення повинна бути герметичною, мати гарну теплоізоляцію і забезпечувати захист від космічної радіації та метеорних частинок. Основні проблеми полягають в забезпеченні максимальної живучості основної споруди, мінімізації трудовитрат при її будівництві та дотриманні обмежень, пов'язаних з транспортуванням з Землі.

Виходячи з цього, була запропонована модульна схема побудови, тобто вся споруда збирається з окремих блоків (модулів), кожен з яких є автономним елементом конструкції. Це дає наступні переваги:

- кожен модуль являє собою герметичний осередок, завдяки чому виходить природний поділ всієї споруди на окремі, ізольовані один від одного зони і тим самим забезпечується підвищення його живучості;
- при модульній схемі спорудження легко розділяється на транспортні партії;
- модульна схема дозволяє розтягнути в часі процес будівництва споруди, розбити цей процес на окремі етапи, а також, в разі необхідності, реконструювати споруду або розширити її.

Захист людей і устаткування від дії космічної радіації і метеоритів доцільно забезпечити засипанням споруди місячним ґрунтом (реголітом).

Дослідження про екологічну небезпеку дали наступні два числа про необхідну товщину реголітних конструкцій. У разі виверження коронарної маси радіація йде з усіх кутів і для того, щоб знизити рівень радіації до рівня радіації на Землі, основу потрібно покрити шаром реголіту з розміром 3,5 метра і щільністю 700 г/см². Якщо розрахувати щільність на квадратний метр, отримаємо [1]: $700 \text{ г/см}^2 \cdot 1/3,5 \text{ м} = 200 \text{ г/см}^2 = 2 \text{ т/м}^3 = 2 \text{ г/см}^3$

Як показали розрахунки, надійний захист забезпечить шар товщиною 30-40 см.

Основна споруда має бути оснащена системою життєзабезпечення, до складу якої входять: підсистема регенерації атмосфери, підсистема водозабезпечення, що виконує функцію регенерації рідких відходів людини, підсистема обробки та видалення твердих відходів, підсистема санітарно-гігієнічного забезпечення, підсистема зберігання і приготування їжі. До складу системи життєзабезпечення входить також фітотрон, який одночасно є засобом психологічного розвантаження членів екіпажу та поселенців [2].

Звичайні системи життєзабезпечення.

Що таке системи життєзабезпечення? Необхідно зрозуміти функцію, призначену для всієї системи. Мета проекту – розробити простір середовища, яке відповідає потребам людей для комфортного перебування у довгостроковій місії на Місяці. Тому необхідно визначити параметри самої системи, вхідні та вихідні масові витрати.

Простір об'ємом V повинен захищати від важкого місячного середовища. У цьому просторі повинна проживати група людей. Кожній людині потрібна атмосфера, щоб дихати. Ця атмосфера має бути добре очищена, під тиском і потребує відповідної суміші газів. Жителю необхідно пити воду і вживати їжу. Це перші кілька параметрів, необхідних для комфортного перебування людини на Місячній базі. Нарешті, система повинна контролювати ці параметри в певному діапазоні для досягнення мети підтримки життя.

Вимоги

Метаболічні значення кисню. Щоб забезпечити здорове середовище для людини, варто почати з метаболічних цінностей людського організму. Значення розрізняються між газом, рідиною та твердим тілом (див. рис. 2.1).

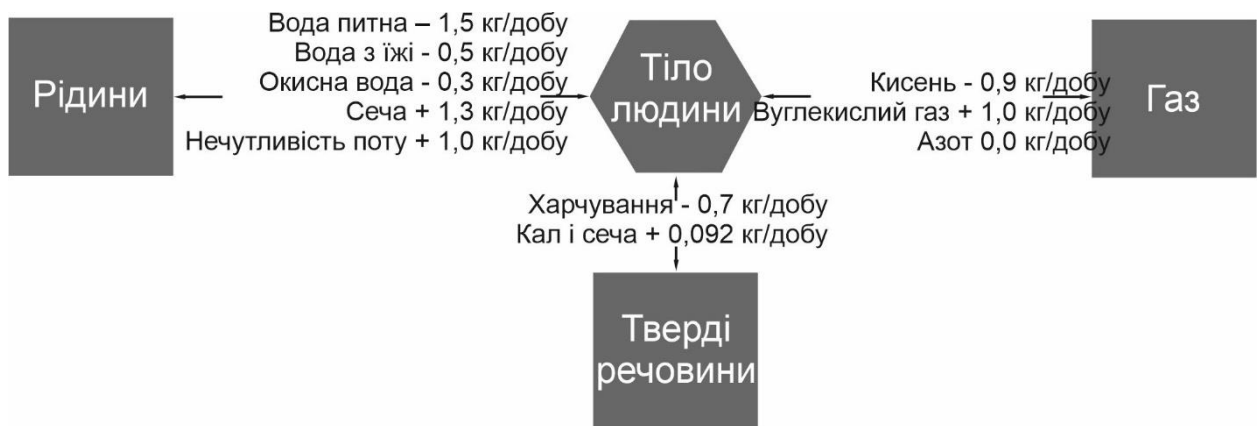


Рис. 2.1. Метаболізм людини

Під час кожного циклу дихання легені споживають близько 28% кисню вдихуваного повітря. Повітря, що видихається, складається з більшої кількості вуглекислого газу. Кількість азоту не змінюється метаболізмом людини (див. табл. 2.1).

Таблиця 2.1 - Суміш вдихуваного / видихуваного повітря

Газ	Вдихання, %	Видихання, %
N ₂	79,1	79,1
O ₂	20,8	15,0
CO ₂	0,03	4,0
Інші	0,07	1,9

Щоб визначити середній масовий потік кисню, цікавить кількість вдихуваного повітря за хвилину. Це залежить від виду активності організму. Таблиця 2.2 показує три фази активності як приклад для обчислення середнього значення, що представляє масовий потік кисню однієї людини. Розрахунок було проведено на основі закону ідеального газу. Тому один моль будь-якого газу має об'єм 22,4 л при температурі 273,15 К і тиску навколишнього середовища 1013,25 гПа. Таким чином, ми отримуємо масу на літр двох цікавих для нас видів газу, кисню та вуглекислого газу.

Кількість повітря, яку вдихає людина за добу, залежить від активності людини. Цю діяльність можна описати за допомогою пульсу людини. Таблиця 2.2 показує пов'язані з діяльністю масові потоки кисню та вуглекислого газу.

Таблиця 2.2 - Масовий потік кисню та вуглекислого газу, пов'язаний з діяльністю людини

Діяльність	Пульс 1/хв	Дихальні цикли 1/хв	Дихальний об'єм л	л/хв	O ₂ л/хв	CO ₂ л/хв	O ₂ кг/добу	CO ₂ кг/добу
Спокій	60	12	0,35	4	0,2	0,16	0,41	0,45
Легка робота	70	16	0,5	8	0,4	0,3	0,82	0,85
Тренування	140	25	2	50	2,5	2	5,11	5,65

Наприклад, порядок дня може складатися з 7 годин сну, 16 годин роботи із середнім пульсом і 1 години тренування. Наступні значення масових витрат отримані з порядку дня:

- Споживання кисню:
 - Середній вхід $0,88 \approx 0,9$ кг/день
 - Піковий вхід $3,6$ г/хвO₂
- Виробництво вуглекислого газу:
 - Середній вихід $0,93 \approx 1,00$ кг/день
 - Пікова продуктивність $3,9$ г/хвO₂
- Очищення приміщення від вуглекислого газу

$$1,00 \text{ кг CO}_2 - 0,819 \text{ кг H}_2\text{O} \rightarrow 0,727 \text{ кг O}_2$$
- Отримання кисню електролізом

$$0,195 \text{ кг H}_2\text{O} \rightarrow 0,173 \text{ кг O}_2 \text{ і } 0,02 \text{ кг H}_2$$

Завдання проектування системи полягає в тому, щоб скористатися перевагами вироблених елементів і перетворити їх у вхідний елемент. Загалом системи діляться на три категорії:

- 1) Відкритий цикл: кожен необхідний елемент буде введено в систему;
- 2) Напівзамкнений цикл: частина вхідних елементів може бути перероблена, але поповнення запасів деяких елементів все ще необхідне;
- 3) Замкнений цикл: система є послідовною сама по собі. Всі елементи є частинами циклу.

Основна увага приділяється біорегенеративним системам життєзабезпечення, що містять біологічний процес регенерації їжі з органічної утилізації, енергії та води. Повна система життєзабезпечення зазвичай має три етапи, які залежать одна від одної:

Одна з стадій – це людина, яка виробляє вуглекислий газ і воду за допомогою клітинного дихання та екскрементів, які підлягають обробці. Людині потрібні їжа і кисень як вихідні речовини для клітинного дихання. Обидва вони надходять зі стадії виробництва їжі, як правило, якісь рослини, які також споживають воду та вуглекислий газ, що виробляються людиною. Стадія виробництва їжі потребує енергії, як правило, у вигляді світла та поживних речовин, які вона отримує на третьому етапі, переробці відходів. На цьому етапі всі неістівні відходи етапу виробництва харчових продуктів, людські екскременти та інші біологічні відходи переробляються на певні поживні речовини. Цей цикл показаний на рис. 4.2.

У минулому всі пілотовані космічні місії повністю забезпечувалися їжею із землі. В об'ємі забудови Місячного поселення, запропоновано підхід до встановлення першої відновлювальної системи життєзабезпечення, здатної виробляти частину їжі, необхідної для космонавтів (поселенців). Оскільки це перший експеримент такого роду, безпека бази не може покладатися лише на успіх теплиць. Тому додаткові запаси їжі з Землі враховуються в плані забезпечення.

Отже, найкращий вибір для систем життєзабезпечення залежить від кількох взаємодіючих змінних, включаючи кількість людей, тривалість перебування, наявність місцевих допоміжних ресурсів, готовність фізико-хімічних та біорегенеративних технологій для підтримки життєдіяльності,

простоту та вартість поповнення запасів із Землі та провізії для надзвичайних ситуацій.

Потреби в підтримці життєдіяльності окремої людини базуються на середній швидкості метаболізму 2700 калорій на людину на день і дихальному коефіцієнту 0,87. (Дихальний коефіцієнт - це відношення кількості вуглекислого газу CO_2 , що виводиться з легенів, поділена на кількість спожитого кисню O_2) [3].

Використовуючи це визначення, людині потрібно щонайменше 15 кг витратних матеріалів для життєзабезпечення (повітря, їжі та води) на день і метод видалення вуглекислого газу. Але ця стратегія підходить лише для короткотривалих місій.

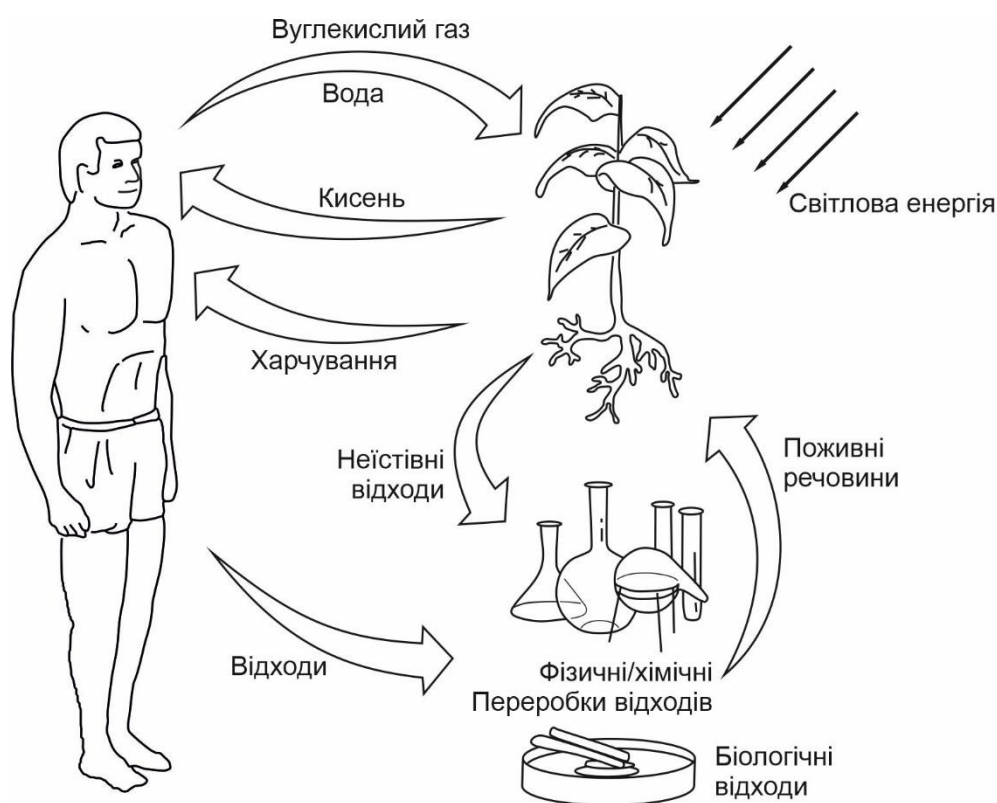


Рис. 2.2. Схематичний цикл BLSS

Стратегії підтримки життя за фазами [3].

Існує 5 основних стратегій підтримки життєдіяльності на Місяці: (1) відкритий цикл, (2) фізико-хімічні системи життєзабезпечення (PLSS), (3) біорегенеративна система життєзабезпечення (BLSS), (4) використання ресурсів на місці (ISRU) та (5) гібридні системи життєзабезпечення.

Розглянемо кожну систему життєзабезпечення окремо і більш детально.

1. Відкритий цикл. Найпростіша стратегія життєзабезпечення називається відкритим контуром або прямим постачанням, куди їжу, повітря (у вигляді стиснених газів) і воду привозять із Землі. Видалення

вуглекислого газу досягається за допомогою балонів LiOH. Утилізація біологічних відходів (сеча, фекалії) мінімальна, наприклад, збирання відходів у пакети та фізичне видалення їх із житлового приміщення. У довгостроковій перспективі або в короткостроковій перспективі з великою кількістю людей це найдорожча стратегія підтримки життя, яку можна розглянути. Однак вона і відразу доступний і має велику спадщину. Місії «Аполлон» і місії «Спейс Шаттл» використовували життєзабезпечення з відкритим циклом. Як основна стратегія життєзабезпечення, цей підхід підходить лише для фази вильоту не тільки через витрати на поповнення запасів, але й через те, наскільки вразливі мешканці Місяця щодо затримок у доставці витратних матеріалів для підтримки життя із Землі.

Стратегія відкритого циклу вимагає, щоб кожна людина, яка прибуває в місячному поселенні, мала достатню кількість витратних матеріалів для життєзабезпечення, щоб почати своє проживання та забезпечити свої індивідуальні потреби життєзабезпечення. Додаткові витратні матеріали для життєзабезпечення необхідно буде доставити та зберігати, щоб усунути витоки, ініціювання середовища проживання, EVA, наземні транспортні засоби та надзвичайні ситуації.

2. Фізико-хімічні системи життєзабезпечення. PLSS виробляють кисень, видаляють вуглекислий газ, очищують й перероблюють воду за допомогою хімічних та механічних процесів, як показано на рисунку 4.3. Ця діаграма показує потік вторинних ресурсів на МКС. Група контролю за навколишнім середовищем та системою підтримки життя (ECLSS) Директорату льотних проектів Центру космічних польотів імені Маршалла відповідала за відновлююче обладнання ECLSS, а також забезпечувала технічну підтримку для решти системи. Регенеративний ECLSS, основними компонентами якого є система рекуперації води (WRS) і система генерації кисню (OGS), регенерує та переробляє воду та кисень. ECLSS підтримує атмосферне середовище для проживання під тиском, забезпечує відновлення та зберігання води, підтримує та забезпечує виявлення/гасіння пожежі, а також забезпечує повітря для дихання та комфортну атмосферу, в якій можна жити та працювати на МКС. Апаратне забезпечення ECLSS розташоване в модулі Node 3 МКС.

Їжа постачається із Землі як витратний матеріал із відкритим циклом. Біологічні відходи можна викидати або переробляти для вилучення вуглецю, водню, кисню, азоту та сірки для використання в інших поселеннях (рис. 4.4). Стратегія PLSS може заощадити до 90% витрат на поповнення постачання через відкриті системи. МКС, яка безперервно підтримувала понад 200 людей у космосі з 2 листопада 2000 року, є доказом ефективності цього типу стратегії в позаземних місцях (рис. 4.4).

Технології PLSS включають системи керування рекультивацією води, рециркуляцією повітря, витоками та надзвичайними ситуаціями. Усі ці функції повинні виконуватися в рамках бюджету потужності МКС 84 кВт. Вимоги до живлення в середньому 300 Вт на члена екіпажу.

Переробка води. ISS PLSS має систему рекультивації води, розроблену для підтримки до 7 членів екіпажу. Система очищення станції використовує 3-етапний процес для очищення стічних вод від сечі, миття рук, гігієни ротової порожнини та вологості повітря в приміщенні. Перший крок фільтрує частинки та сміття. Потім рідина пропускається через напівпроникні мембрани, що містять речовини, що видаляють органічні та неорганічні домішки. Нарешті, реактор каталітичного окислення видаляє легкі органічні сполуки і вбиває бактерії. Готовим продуктом є вода, достатньо чиста для пиття.

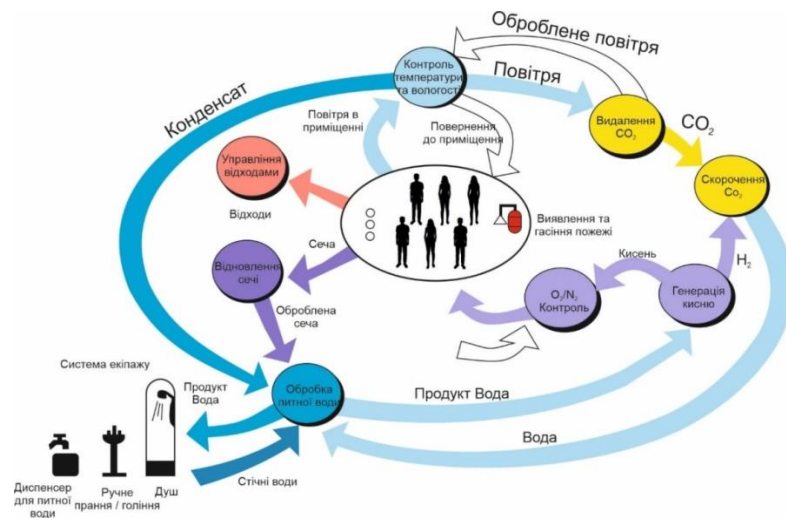


Рис. 2.3. Блок-схема регенеративної ECLSS космічної станції (базова лінія та утворення границь). Автор зображення: NASA.

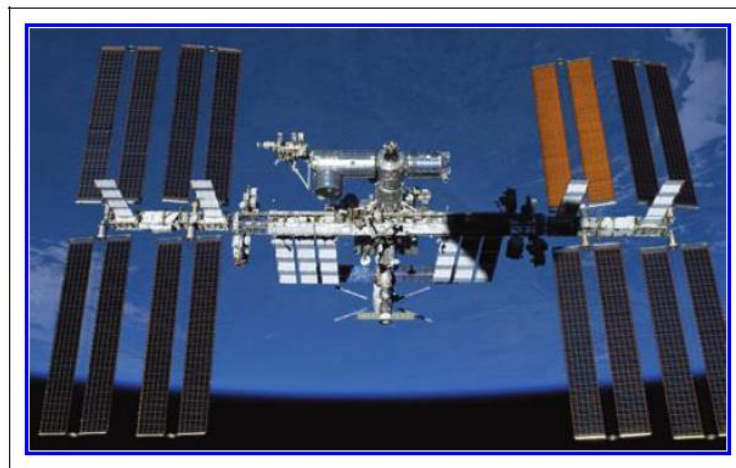


Рис. 2.4. Міжнародна космічна станція (МКС) має довжину 357 футів (109 м) від кінця до кінця і майже охоплює 360-футову площу поля американського футболу, включаючи кінцеві зони. З 33 023 кубічних футів об'єму під тиском, космічна станція тепер має більше придатних для життя кімнат, ніж звичайний будинок з 5 спальнями. Автор зображення: NASA.

Система рекультивації води складається з вузла обробки сечі (UPA) і вузла обробки води (WPA) (Рис. 2.5).

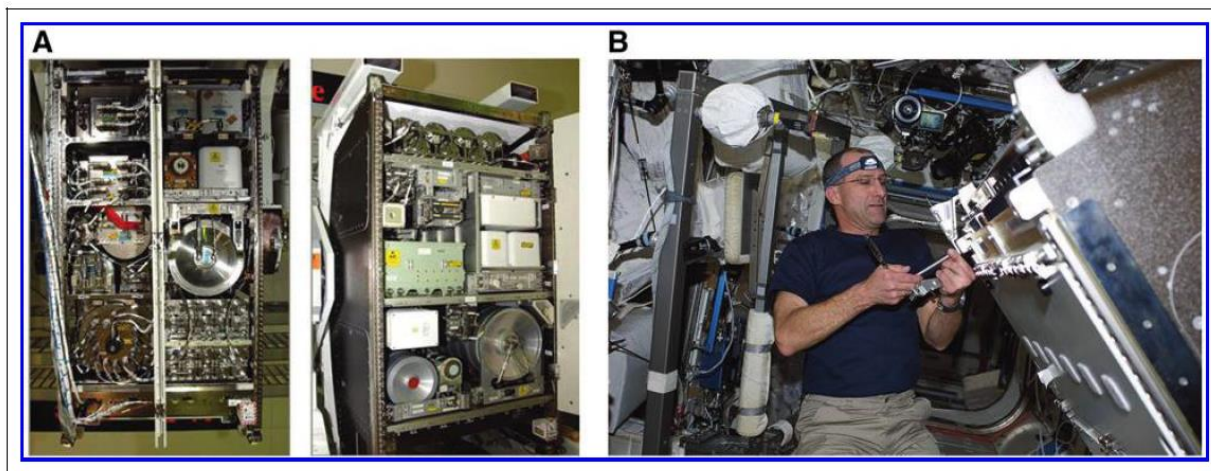


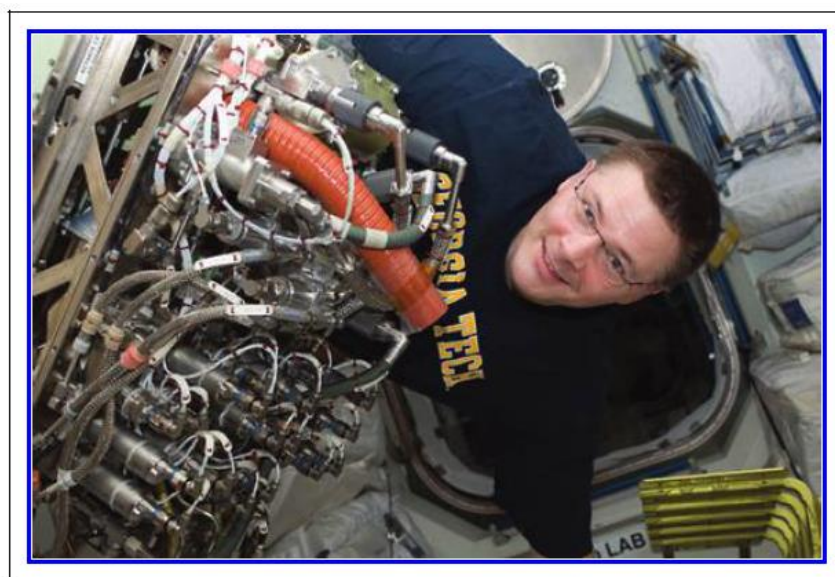
Рис. 2.5 (А) Компонент рекуперації води МКС в системі екологічного контролю та підтримки життя (NASA). (Б) Астронавт NASA Дон Петті встановлює WRS в лабораторію Destiny на МКС у листопаді 2008 року. Авторство зображення: NASA.

UPA використовує процес вакуумної дистиляції низького тиску та центрифугу (щоб компенсувати низьку гравітацію при розділенні рідин і газів) для перетворення попередньо обробленої сечі та змивної води, що надходить безпосередньо з відсіку гігієни, в очищену воду. Приблизно 70% вмісту води з сечі відновлюється та переробляється. WPA обробляє дистилят UPA, конденсат з повітря кабіни та стічні води системи. Він фільтрує гази та тверді матеріали перед пропусканням води через шари фільтра та високотемпературний каталітичний реактор. WPA виробляє йодовану воду, яка перевіряється бортовими датчиками і доставляється через автобус питної води до системи генерації кисню (OGS) для виробництва кисню, системи питної води для споживання екіпажем та інших систем/корисного навантаження.

Переробка повітря. Рециркуляція повітря здійснюється за допомогою системи OGS, вузла видалення вуглекислого газу (CDRA), реактора Сабатьє, контролю забруднення повітря (ACC) і температури та контроль вологості (THC) (Рис. 2.6, 2.7)

Командир Кріс Хедфілд у Harmony Node 2 на борту орбітальної МКС перевіряє свою роботу після того, як знову зібрав ліжко з аміном у шасі шафки. Цей пристрій перевіряє, чи може вакуумно-регенерована амінна система ефективно видаляти вуглекислий газ з атмосфери космічної станції, використовуючи меншу, більш ефективну систему вакуумної регенерації. Мета полягає в тому, щоб вилучити вуглекислий газ з

атмосфери та відокремити вуглекислий газ від вуглецю, щоб молекули кисню можна було використовувати для підтримки життя екіпажу. Автор зображення: NASA.



*Рис. 2.6. У жовтні 2010 року на борту МКС астронавт NASA і командир 25 експедиції Даг Вілок встановив систему Sabatier, яка витягує більше води з атмосфери МКС. Sabatier створює воду з побічних продуктів установки OGS та вуглекислого газу на станції.
Автор зображення: NASA.*

OGS розрахований на екіпаж з 11 чоловік. Це електролізер, який використовує воду з WPA для виробництва кисню (який вставляється в кабіну) та водню (який використовується в реакторі Сабатьє). При безперервній роботі забезпечує до 9 кг кисню на добу.

CDRA має 2 одиниці. Один розташований в американському лабораторному модулі МКС, а інший – у вузлі 3. Кожен блок призначений для видалення вуглекислого газу для 7 членів екіпажу.

Вода подається в WPA для переробки, а метан наразі викидається за борт. Однак метан є корисним матеріалом для палива та інших хімічних процесів. На місячній станції вилучення метану було б розумним.

Є 2 блоки АСС. Кожен АСС розрахований на екіпаж з 6 осіб. Кожен блок містить блок контролю слідів забруднень (ТССА) та аналізатор основних компонентів (МСА). ТССА контролює концентрацію слідів забруднюючих речовин з повітря кабіни за допомогою вугільного шару для видалення високомолекулярних забруднювачів, високотемпературного каталітичного окислювача для видалення низькомолекулярних забруднювачів (наприклад, метану, водню, монооксиду вуглецю) і сорбуючого шару LiOH для видалення кислотних побічних продуктів, що

утворюються в процесі окислення. МСА – це маспектрометр, який постійно контролює парціальний тиск кисню, вуглекислого газу, водню, метану, азоту та водяної пари в атмосфері МКС. Інше портативне обладнання доступне на борту для вимірювання конкретних сполук, особливо пов'язаних із наявністю продуктів згоряння.



Рис. 2.7. Командир Хедфілд перевіряє Amine Swingbed (20 березня 2013 р.) – експедиція 35

ТНС досягається за рахунок використання вентилятора та теплообмінника для забезпечення членів екіпажу свіжим повітрям. Кожен модуль має власний ТНС, розрахований на 3–6 членів екіпажу відповідно до місця розташування. Конденсат з ТНС передається в WPA для обробки.

Для компенсації витоків (загальний витік на МКС становить 0,195 кг/день), втрат під час EVA та надзвичайних ситуацій передбачені відкриті резервуари для кисню та азоту. Набір бортових датчиків, у тому числі МСА, кисню та азоту, надається в кабінку за потреби через регулятори тиску.

У кожному модулі передбачено виявлення та гасіння пожежі за допомогою лазерних димових сповіщувачів. Гасіння пожежі здійснюється шляхом подачі вуглекислого газу з 2-х переносних баків вогнегасника, передбачених у кожному модулі. Два портативні дихальні апарати, які подають кисень, доступні в кожному модулі для підтримки екіпажу під час гасіння пожежі.

Важливою є поетапність Стратегії PLSS.

Наприклад, відновлююча вода може бути першим елементом PLSS, який буде впроваджено, оскільки він найбільш рентабельний.

PLSS, ймовірно, буде найкращим вибором для підтримки життя на етапі розвитку Місячного поселення.

3. Біорегенеративні системи життєзабезпечення. BLSS розроблені для вироблення їжі та керувати відходами, використовуючи природні процеси біологічних організмів. Рослини, риби, тварини або мікроби переробляють повітря і воду, тоді як фізико-хімічні або біологічні процеси керують відходами. Ця стратегія підтримує зростання, автономію та стійкість до затримок із поповненням запасів, а також забезпечує психологічну підтримку та різноманітність, яких вимагає процвітаюче поселення. Однак ключем до використання цієї стратегії є світло для фотосинтезу та доставки окремих тепличних модулів. Практичність BLSS значною мірою залежить від вибору місця з доступом до сонячного світла 24/7 або від забезпечення ядерної енергії.

BLSS також здійснює значні інвестиції у розміщені ресурси. Наприклад, модуль діяльності Bigelow Expandable Activity Module (BEAM), забезпечує приблизний обсяг, необхідний для забезпечення харчовою енергією для 2 осіб, видаляючи вуглекислий газ, утворюючи кисень та очищаючи сіру воду до питних стандартів. Повністю розгорнутий BEAM має 4 м в довжину і 3 м в діаметрі, важить 1360 кг і забезпечує внутрішній об'єм 28 м. Міські закриті ферми, які використовують техніку, відому як вертикальне землеробство, є сучасним прикладом того, як ми можемо реалізувати стратегії BLSS.

Сьогодні вертикальне землеробство зберігає воду – найбільш інтенсивно використовуваний ресурс у традиційному землеробстві – завдяки замкнутій аквапонній системі. Відходи, вироблені міцною рибою, тилапією, забезпечують рослинами поживні речовини, які вони поглинають, очищаючи воду, яка потім повертається в резервуари. Зараз це робиться на Землі на основі принципів, продемонстрованих контрольованою екологічною системою життєзабезпечення NASA (CELSS) у 1990-х роках. У 1990-х роках Дослідницький центр Еймса НАСА і Космічний центр Кеннеді та НАСА спонсорували дослідження в Університеті Юти, рекордні врожаї пшениці. Використовуючи гідропонні методи, передбачені для недорогого місячного поселення, дослідники NASA змогли виробляти всю енергію їжі, необхідну для однієї особини в межах 10–20 м³ проти 4050 м³, необхідні для польового землеробства. Це було зроблено без генетичної модифікації.

Аграрні методи [4]

Космічне поселення знову надає можливість унікальних способів робити прості речі. У разі сільського господарства можна було б перенаправляти сонячне світло таким чином, щоб отримувати більше освітлення, використовувати прискорення фотосинтезу, підвищувати температуру на певних ділянках, використовувати інтенсивні методи посіву тощо.

Можна було б здійснювати ретельний контроль за сільськогосподарськими параметрами таким чином, щоб були забезпечені ідеальні умови для максимального зростання рослин і врожайності.

Теплиця, керована комп'ютером

Щоб дослідити умови, за яких рослини будуть рости в космічних поселеннях, можна спроектувати та побудувати теплицю, керовану комп'ютером. NASA запропонувало, що арахіс, сою та картоплю висаджують у гідропонний ґрунт. Температуру та вологість постійно контролювали за допомогою комп'ютерної системи, і результати порівнюватимуться з аналогічними рослинами, які були вирощені на пробних майданчиках, відкритих для атмосфери, як на ґрунті, так і на гідропонії.

Розглянемо біологічні дослідження висаджених культур та проектування, конструкції та експлуатації системи.

Арахіс

Харчовий аспект: арахіс - це олійне насіння, яке містить приблизно 45-50% олії і приблизно 27-33% білків, а також деякі вуглеводи (12-18%), мінерали та вітаміни групи В.

Арахісова олія відмінно підходить для приготування їжі. Має низький вміст основних насичених кислот.

Арахіс готовий до збирання, коли струмки починають зникати, а листя жовтіє і опадає.

Картопля має перевагу в тому, що вона зберігається на складі під час достатку, не руйнується, завжди, коли місце сухе та провітрюване. Цей горбок іноді використовується в їжу для великої рогатої худоби, але його потрібно попередньо відварити або очистити від шкірки, оскільки в шкірці міститься токсична речовина.

Колір шкірки варіюється від коричнево-білого до насичено-фіолетового, колір м'якоті зазвичай варіюється від білого до жовтого, але може бути і фіолетовим.

Картопля перетворилася на один з найважливіших овочів для людини. Картопля добре засвоюється, вона також постачає вітамін С, амінокислоти, білки, тіамін і нікотиноциди.

Теплиця

Ця теплиця мала бути ізольована від зовнішніх атмосферних умов з точки зору температури та вологості.

Ці параметри відстежуватиметеса та підтримуватися системою за допомогою спеціальних датчиків, підключених до комп'ютера. Розроблене програмне забезпечення відстежує вищезгадані змінні середовища та відповідно вмикає та вимикає підсистеми.

Ґрунт

Перша проблема пов'язана з типом ґрунту, який буде використаний, враховуючи, що перевезення величезної кількості органічного ґрунту до Космічного поселення з Землі було б дорогим і неефективним.

Очевидною альтернативою є використання гідропонної системи для кріплення. Найімовірнішим кандидатом є місячний ґрунт або реголіт. Це, однак, означає, що поживні речовини повинні надходити до рослин, оскільки реголіт повністю позбавлений будь-яких органічних елементів.

У космічному поселенні вода, яку, ймовірно, доведеться виробляти з водню, привезеного звідусіль, буде дорогоцінним товаром і, таким чином, її доведеться нескінченно переробляти.

Отже, знаючи, що рослини необхідно поливати, а рідкі стоки переробляти, розроблене рішення полягає в циркуляції частково очищених водних стоків у систему платформ, щоб забезпечити їх органічними поживними речовинами.

Водночас вода очищається шляхом транспірації рослин. Це створює екосистему, яка підтримує стоки з низьким рівнем забруднення. Низький рівень забруднення, який зберігається у воді, є органічним забрудненням, яке корисне як природне добриво для рослин.

Воду циркулювали з невеликого резервуара, який містив водорості, водні рослини та рибу. Необхідно бути обережними, щоб не перевищити максимальний рівень забруднення, тому що якби цей рівень було перевищено, ця екосистема була б повністю знищена.

Стосовно бази реголіту, оскільки місячних каменів не було (KSC відправляє місячний симулятор за запитом), вулканічний гравій був використаний як заміна. Для практичних цілей результати можна порівняти.

Будівництво

Використані гнучкі конструкційні матеріали, які водночас виконують роль ізолятора від зовнішніх погодних умов. Каркас теплиці був побудований з алюмінієвих прутів. Коли цей каркас був побудований, ізоляційним матеріалом, який фактично втілює стіни та справжню структуру, були листи полікарбонату.

Комп'ютерна система управління (рис. 2.8).

Роль комп'ютерного інтерфейсу полягала в тому, щоб контролювати змінні навколишнього середовища, а саме температуру та вологість, виявляти, коли були подолані критичні значення, і відповідно вмикати та вимикати пристрої поливу та опалення.

Для експерименту була розроблена програма для управління пристроями через паралельний порт (рис. 2.9).

Пристрої

Було три пристрої керування.

Опалення: Повітря попередньо нагріли, а потім вдихали в теплицю. Робота обігріву була досягнута шляхом створення повітряного потоку всередині повітряної труби, яка нагрівалася за допомогою електричного опору. Вентилятор, встановлений на початку труби, виштовхував повітря в неї, а через трубу в теплицю.

Полив: Пристрій, який контролював вологість, поливав теплицю водою міні-лагуни. Воду викачали з резервуара і відкривали клапан, щоб забезпечити течію води.

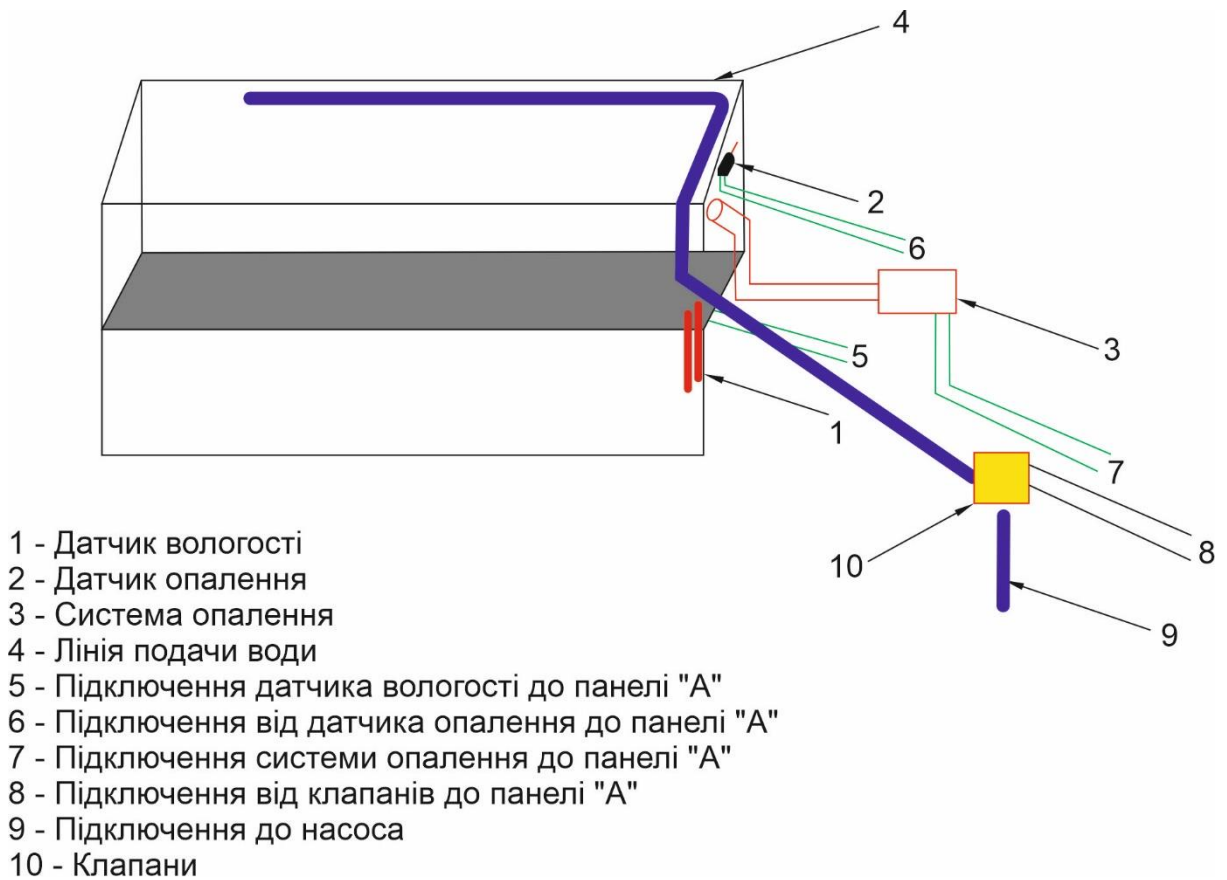


Рис. 4.8. Комп'ютерна система управління

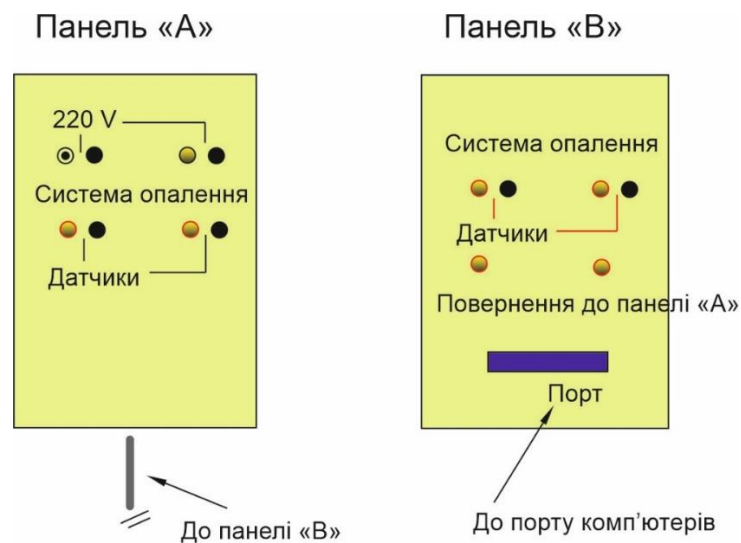


Рис. 2.9. Програма для управління пристроями через паралельний порт

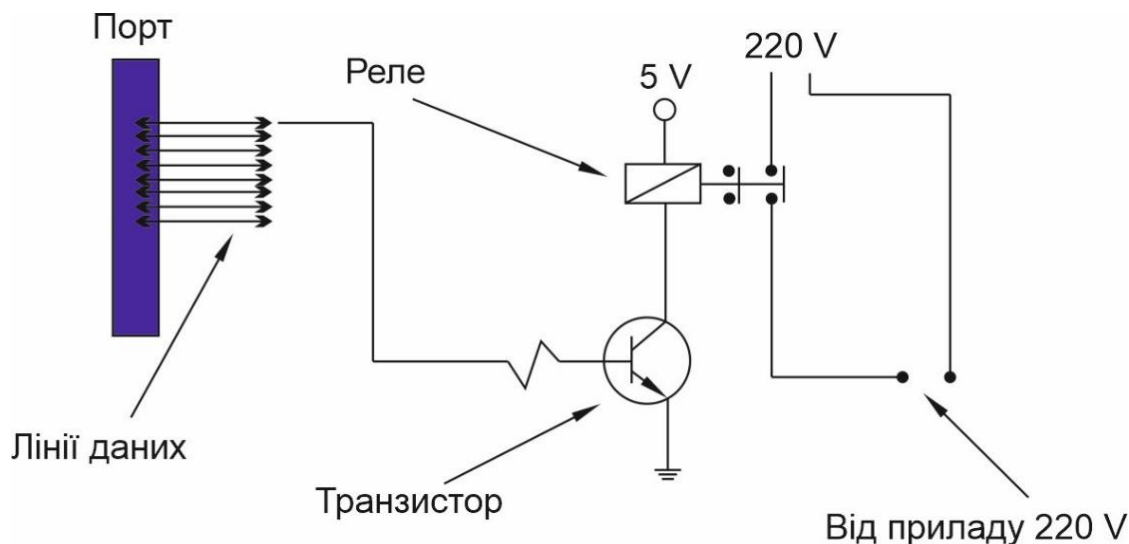


Рис. 2.10. Загальна схема активації пристрою 220 V (міжфазний)

Освітлення: Освітлення всередині теплиці, щоб сприяти фотосинтезу рослин, має бути безперервним. Усередині космічного поселення це можна зробити, підтримуючи освітлювачі таким чином, щоб вони завжди освітлювали одне й те саме місце. У теплиці цього досягли за допомогою холодного лампового освітлення.

Інтерфейс

Датчики та пристрої підключалися до комп'ютера за допомогою паралельного порту комп'ютера. Оскільки паралельний порт цього комп'ютера має 8 ліній даних, а сума між датчиками та пристроями дорівнює шести, порту цього комп'ютера достатньо для повного контролю над оранжереею. Кожна лінія даних може приймати або надсилати, або логічну 1, або 0. У випадку з датчиками, лінія даних повинна надсилати дані, а у випадку пристроїв вони повинні отримувати дані. Логічні дані, які порт надсилає та отримує, повинні бути: якщо це логічні 1, 5 вольт; і якщо це логічний 0, 0 вольт. Щоб не виникало проблем з різною напругою, можна взяти цю напругу з одного комп'ютера.

Датчик температури являє собою біметал, який градуирований гвинтом до потрібної температури. Коли пластини торкаються одна одної, електрика протікає через неї, а потім, якщо ми підключимо її до однієї з клем з'єднання (5 вольт), коли пластини торкаються одна одної, ми також матимемо на іншій клемі з'єднання 5 В. І тоді, якщо цей останній термінал підключення підключено до лінії даних, тоді ми матимемо логічну 1 в цій точці. Коли програма відчує цю логічну 1, вона дізнається, що вона повинна ввімкнути насос і клапан активується.

Вентилятор і електричний опір працюють при напрузі 220 В. Комп'ютер не може керувати цією напругою безпосередньо.

Що стосується датчика вологості, то було зроблено безпосередньо вимірювання електропровідності між двома точками. Оскільки все, що

необхідно знати, це те, чи досягла ця вологість (провідність) прийняттого мінімуму, ми розробили електронну схему, що складається з транзистора, база якого була безпосередньо підключена до однієї з клем, а інша клема була підключена до 5 вольт. Коли цей транзистор перестає проводити провідність, це означає, що провідність низька і в той же час передавач перестає мати напругу, і якщо ми підключимо передавач до лінії передачі даних, можемо сказати, що коли він проводить, маємо логічну 1 (є вологість), а якщо він не проводить, то немає вологості.

Знову ж таки, програма повинна інтерпретувати ці дані, і якщо провідність була низькою, змусити насос і клапан працювати. Як і у випадку опору та вентилятора, ми повинні мати інтерфейс, який, інтерпретуючи 5 вольт, діє на пристрої 220 вольт.

Тому інтерфейс буде таким же, але підключеним до іншої лінії передачі даних.

Посадка

Після завершення дослідження та будівництва теплиці можна приступили до посадки насіння. В середині теплиці було висаджено 2 різні культури, одна в ґрунт, а інша у вулканічний ґравій.

Ці самі культури були висаджені за межами теплиці, у спеціально сконструйовані діжки або бочки і які, перебуваючи за межами теплиці, отримали нормальні погодні умови. Так, з одного боку, маємо порівняння між посівами в ґрунті в теплиці з ґрунтовими культурами в нормальних атмосферних умовах; і з іншого боку, гідропонні культури в нормальних умовах і гідропонні культури всередині теплиці.

Проте вчені знають, що низька гравітація впливає на метаболізм рослин. Перш ніж приєднатися до BLSS, сільськогосподарські культури-кандидати необхідно вирощувати на Місяці та ретельно проаналізувати наявність токсинів у відокремлених легких речовинах або в істивній біомасі.

Хоча потенційною перевагою BLSS є виробництво насіння для зростаючої популяції, невідомо, чи будуть насіння нормально зав'язуватися або які мутації можуть виникнути після кількох поколінь на поверхні Місяця.

Тим не менш, сучасні біотехнології стають все більш досконаліми, і цілком ймовірно, що ми почнемо проводити генетичну інженерію рослин для підтримки життя на Місяці. Існують інші організми, які пропонують для BLSS або можуть бути використані для підтримки інших систем. Широкий спектр природних і інженерних організмів може допомогти розщеплювати відходи, переробляти реголіт, виробляти паливо або надавати нові біологічні матеріали для продажу на Землі.

Між людьми і рослинами існує симбіоз. Ми видихаємо вуглекислий газ, який рослини використовують у присутності світла для перетворення CO₂ до цукру і кисню через фотосинтез. Фекалії забезпечують азот та інші поживні речовини, необхідні для росту рослин. Різноманітність рослинного світу пропонує багатство смаків, поживних речовин і краси,

які можуть допомогти людям процвітати в чужорідному середовищі Місяця.

4. Використання ресурсів на місці. ISRU – це стратегія, де критичні системи для життєзабезпечення (світло, електроенергія, поживні речовини, кисень і вода) отримують з місцевих ресурсів. Хоча елементи, знайдені в місячному реголіті, можуть бути важливими для підтримки життя, особливо для зростаючого населення фази поселення, члени робочої групи Low Cost Lunar Settlement виявили, що єдиним найважливішим ресурсом життєзабезпечення на Місяці була доступність майже постійного сонячного світла поблизу місячних полюсів. Сонячне світло забезпечує достатньо недорогої електричної енергії для прискорення впровадження PLSS та фотосинтетично важливого світла в системи BLSS через світлові труби. З цієї причини вибір правильного місця для поселення має вирішальне значення. Є вагомі докази того, що водяний лід є в постійно затінених кратерах в місцях поблизу місячних полюсів, де сонячне світло також доступне майже постійно. Це могло б дозволити поселенцям розширити своє життєве середовище, підвищити продуктивність і підвищити безпеку та автономію. Однак результати місії LCROSS показують, малоімовірно, що вода, отримана з місячного льоду, буде питною і, ймовірно, потребуватиме більш складної обробки, ніж проста переробка в середовищі проживання.

5. Гібридне забезпечення життя. Ця стратегія життєзабезпечення використовує все вищезазначене у відповідний час і у відповідних комбінаціях, щоб оптимізувати умови життя та мінімізувати витрати. Це стратегія, якої, швидше за все, слід дотримуватися під час фази Поселення, коли мешканці Місяця відкривають і навчаються, як добувати та використовувати місцеві ресурси, а нові винаходи, розроблені для місячного поселення, виникають на основі досвіду та практики.

Хоча вода безсумнівно необхідна для підтримки життя для пиття, приготування їжі та гігієни, вона також може бути важливою для захисту від радіації, для переробки реголіту, для електролізу на кисень і водень для ракетного палива, для розваг та для багатьох інших потреб.

Ємності можна наповнювати водою і використовувати зовні або всередині місць проживання для забезпечення необхідного радіаційного захисту та як механізм для зберігання води для аварійного використання.

Біологічні відходи, такі як фекалії та сеча, є джерелами вуглецю, водню, азоту, фосфору та сірки, елементів, які були б корисними для низки поселень, таких як виробництво палива та виробництва матеріалів. Для поселення може бути вигідніше використовувати людські відходи для інших цілей, ніж переробка для життєзабезпечення.

ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 2

1. Вибір правильної стратегії систем життєзабезпечення має вирішальне значення для досягнення цілей місячного поселення в межах встановленого часу та бюджетних обмежень.

2. Кількість, вид і якість життєвонеобхідних компонентів, для виживання людей, відрізняються від тих, які необхідні для процвітання окремих людей і спільнот і зростання популяції. У всіх випадках надлишки витратних матеріалів для життєзабезпечення необхідні для надзвичайних ситуацій – наприклад, поки не можна буде отримати постачання із Землі або поки не буде здійснено евакуацію населення.

3. Надлишки також необхідні, щоб ініціювати середовище проживання, коли приходить нова особина, або щоб впоратися з неминучими витоками, втратами та неповною переробкою матеріалів для життєзабезпечення.

4. Що стосується фінансової життєздатності, то останні події в космічному секторі, що розвивається, у поєднанні з розумним підходом до систем життєзабезпечення означають, що досягнення постійного проживання людини на Місяці є реальною можливістю.

5. Рекомендований метод – покладатися переважно на PLSS вимагатиме 11–26 т обладнання для доставки на Місячну базу в перший рік для підтримки екіпажу з 10, а також 14–30 т неперероблених витратних матеріалів. Після цього, ґрунтуючись на даних МКС, поповнення витратних матеріалів для життєзабезпечення консервативно вимагало б менше 30 тон на рік для екіпажу з 10 осіб. Витрати на запуск скорочуються, але навіть якщо використовувати сьогоднішні ціни SpaceX у розмірі 12,6 млн доларів США/тон для доставки вантажів Falcon 9 для ГТО, забезпечення комфортного рівня можливостей життєзабезпечення для першої фази місячного поселення коштуватиме менше 350 мільйонів доларів для запуску та забезпечить міцну основу для зростання поселення. Витрати на розробку були б незначними, оскільки це обладнання вже було випробувано в космосі роками. Це цілком в межах цільового значення менше 5 мільярдів доларів на рік для початкового місячного врегулювання.

6. Найважливішим місцевим ресурсом для ISRU на ранніх стадіях поселення є сонячне світло. Доступність майже безперервного сонячного світла, навіть більше, ніж наявність місячної води, дозволило створити процвітаючу модель місячного поселення. Однак найбільш дивним є спостереження, що всі технології життєзабезпечення, необхідні для створення недорогого поселення на Місяці, доступні зараз і що ефективність технологій PLSS була доведена в космосі протягом останніх 14 років на МКС. Хоча більш ефективні технології безсумнівно підуть на користь поселенню, ми маємо доступ до достатньої кількості технологій життєзабезпечення, щоб підтримати реалізацію першого людського поселення на Місяці сьогодні.

ПЕРЕЛІК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ ДО РОЗДІЛУ 2

1. Torbjorn Cunis, Wendelin Fischer, Florian Gillmann, Max van gen Hassend, Christina Hempfling, Frederik König, Helge Lauterbach, Helge Mohn, Dennis van der Wals, Kai Werner, Tobias Wenzel, Martin Wißmiller. Moonbase 2030. Published by julius-maximilians-universität würzburg chair of computer science viii aerospace information technology prof. dr.-ing. hakan kayal. First printing, February 2014, 215 p.

https://www.uni-wuerzburg.de/fileadmin/10030800/user_upload/moonbase2030/Moonbase2030.pdf

2. Проект місячного поселення. І.В. Бармін, А.В. Єгоров. «Конверсія в машинобудуванні», 2001 р №2, С.16-21

3. Lynn Harper, Clive Ray Neal, Jane Poynter, James Schalkwyk, Dennis Wingo. Life Support for a Low-Cost Lunar Settlement: No Showstoppers. Projects: Cislunar and Lunar Surface Operations. Economic Development of the Solar System. March 2016, New Space 4(1):40-49. DOI:10.1089/space.2015.0029

https://www.researchgate.net/publication/297746841_Life_Support_for_a_Low-Cost_Lunar_Settlement_No_Showstoppers

4. Tango III : A Space Settlement Design by Carolina Podesta, Carolina Subotovsky, Felipe Juda, Sandra Felsenstein, Charito Orduña and Carolina Zitzer.

<https://space.nss.org/settlement/nasa/Contest/Results/96/winner/seis.html>.

РОЗДІЛ 3. ТЕПЛОФІЗИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ЖИТЛОВОГО МОДУЛЮ МІСЯЧНОЇ БАЗИ

3.1. Вступ

Однією з актуальних проблем, над вирішенням якої останніми роками активно працюють державні космічні агентства та наукова спільнота провідних країн світу, є розробка та створення довгострокових космічних поселень (див., наприклад, оглядову статтю Venograd [1]). Місяць є найближчим небесним тілом і тому розглядається як форпост майбутньої космічної інфраструктури та як перше місце для заснування житлової бази.

Місячна база може бути унікальним місцем для проведення наукових досліджень у галузях планетології, астрономії, космології, космічної біології та медицини. Вивчення місячної кори може дати відповіді на найважливіші питання про створення та подальшу еволюцію Сонячної системи, системи Земля – Місяць та зародження життя. Відсутність атмосфери і нижча гравітація дозволяють будувати на місячній поверхні обсерваторії, оснащені оптичними і радіотелескопами, здатними отримати набагато детальніші і точніші зображення віддалених областей Всесвіту, ніж це можливо на Землі, а обслуговувати і модернізувати такі телескопи буде набагато простіше.

Місяць багатий на різноманітні корисні копалини, у тому числі на цінні для промисловості метали, такі як залізо, алюміній, титан, магній. У даний час ведуться розробки методів промислового видобування з поверхневого шару місячного ґрунту – реголіту – металів та кисню. Також на Місяці знайдено поклади водяного льоду.

Глибокий вакуум та наявність на Місяці дешевої сонячної енергії відкривають нові можливості для розвитку електронної промисловості, металургії, металообробки та матеріалознавства. Відсутність кисню дозволяє покращити якість лиття та зварювання, а також створює унікальні умови для отримання надчистих сплавів. Останні можуть застосовуватись для виготовлення мікроелектронних пристроїв із покращеними характеристиками, що неможливо зробити в земних умовах. Також може бути перспективним перенесення на Місяць екологічно шкідливих та небезпечних виробництв.

Окремо потрібно зазначити, що у місячному реголіті накопичений рідкісний на Землі ізотоп гелій-3, вартість якого сьогодні складає приблизно 1200 доларів США за літр газу. Гелій-3 є новим перспективним видом палива для термоядерних реакторів. При використанні гелію-3, на відміну від палива на основі важких ядер, не виникають радіоактивні відходи, що потребують довготермінового захоронення. Це дозволить зробити атомну енергетику повністю екологічно безпечною. За мінімальними оцінками, на Місяці знаходиться близько 500 тисяч тон

гелію-3. Така кількість палива достатня, щоби забезпечувати енергією все населення Землі впродовж 16 тисяч років.

Нарешті, місячні бази можуть використовуватись у військових цілях для контролю та захисту навколоземного космічного простору.

Місячне середовище характеризується екстремальними фізичними умовами. Конструкція житлового модулю повинна забезпечити захист екіпажу від чисельних небезпечних факторів, таких як сонячна радіація та сонячні спалахи, космічні промені, мікрометеорити, різкі коливання температури. Так, на широті екватору температура місячної поверхні змінюється в діапазоні від 100 до 400 градусів Кельвіна впродовж добового циклу, який триває приблизно 28 земних діб [2].

Метою даної роботи є розробка конструктивних схем житлового модулю місячної бази, моделювання теплового балансу місячної поверхні та процесів поширення теплоти у місячному ґрунті, обчислення тепловтрат і теплонадходжень житлового модулю та визначення основних параметрів системи забезпечення теплового режиму.

3.2. Основні характеристики місячного середовища

Відмінності між Землею та Місяцем чітко проявляються у їх фізичних характеристиках та умовах на поверхні. І хоча ці відмінності, з одного боку, створюють суттєві труднощі та ризики для перебування людей на поверхні Місяця, але й відкривають нові можливості для досліджень та освоєння місячного середовища, ефективного використання його ресурсів. Деякі фізичні параметри Землі та Місяця наведено у таблиці 5.1, яку складено за даними довідника Heiken et al. [2].

Особливості місячного середовища наступні. Сила гравітаційного поля Місяця становить приблизно одну шосту від сили гравітаційного поля Землі. Прискорення вільного падіння дорівнює 1.62 м/с^2 , а друга космічна швидкість складає 2.38 км/с . Це дозволяє зменшити витрати палива при зворотному перельоті з Місяця на Землю, але також створює специфічні умови для кінематики руху людей та механізмів на місячній поверхні.

Місяць має повільний період обертання навколо своєї осі, який становить 27.3 земні доби. День та ніч тривають майже 2 тижні. Це призводить до великих коливань температури на поверхні Місяця та вимагає підвищеного теплового захисту впродовж дня і додаткового обігріву впродовж ночі. Системи енергопостачання житлового модулю повинні передбачати акумулювання сонячної енергії вдень для подальшого забезпечення необхідних енерговитрат вночі. Відсутність атмосфери призводить також до великої різниці температур об'єктів, які знаходяться на сонці і у тіні. Такі температурні перепади можуть досягати 200 градусів і більше [3], що створює велике термомеханічне навантаження на обладнання та споруди.

Сейсмічна активність на Місяці суттєва менша, ніж на Землі. Більшість поштовхів мають магнітуду 1–2, а максимальна зафіксована приладами магнітуда склала 5.5.

Таблиця 3.1 - Порівняння фізичних параметрів Землі та Місяця.

Характеристика	Місяць	Земля
Маса	$7.353 \cdot 10^{22}$ кг	$5.976 \cdot 10^{24}$ кг
Радіус	1738 км	6371 км
Площа поверхні	$3.79 \cdot 10^7$	$51.0 \cdot 10^7$
Середня щільність	3340 кг/м ³	5517 кг/м ³
Прискорення вільного падіння	1.62 м/с ²	9.81 м/с ²
Друга космічна швидкість	2.38 км/с	11.22 км/с
Період обертання навколо власної осі	27.3 земних діб	23.9 год
Нахил осі обертання	1.54°	23.4°
Середня температура поверхні	107°С вдень -153°С вночі	22°С
Температурні екстремуми	від -233°С до 123°С	від -89°С до 58°С
Сейсмічна енергія	$2 \cdot 10^{10}$ Дж/рік	$10^{17} \dots 10^{18}$ Дж/рік
Індукція магнітного поля	відсутня	$(2.4 \dots 5.6) \cdot 10^{-5}$ Тл

Місяць піддається великому радіаційному впливу, який складається зі спалахів сонячної радіації та постійно діючого космічного випромінювання. Взаємодія цього радіаційного поля з місячним ґрунтом викликає потоки нейтронного і гамма-випромінювання. У 2019 році китайська автоматична станція Чан'е-4 вперше провела вимірювання рівня радіації на поверхні Місяця в залежності від часу. Еквівалентна потужність дози опромінення склала 1370 мкЗв на добу [4], що приблизно у 2 рази

вище, ніж на Міжнародній космічній станції, та у 200 разів вище, ніж на поверхні Землі.

Ще одним небезпечним фактором є великий потік мікрометеоритів. Відсутність атмосфери дозволяє навіть найдрібнішим частинкам зберігати космічні швидкості до кількох десятків метрів на секунду. Мікрократери розміром більше 10 мкм утворюються на поверхні місяця зі швидкістю приблизно 3000 на один метр квадратний на рік.

У результаті метеоритного бомбардування, що тривало протягом усієї геологічної історії Місяця, на його поверхні утворився покрив пухкого дрібнозернистого матеріалу – реголіту, який складається з уламків кристалічних гірських порід, фрагментів мінералів і вторинних частинок [5]. Шар реголіту покриває всю місячну поверхню та має товщину від 4...5 метрів у районах морів до 10...15 метрів на материках та у високогірних районах. Середній розмір зерен реголіту становить від 40 до 270 мкм. Близько 30% реголіту складає абразивний пил з розміром частинок менше 20 мкм. Цей пил може бути небезпечним для роботи обладнання та механізмів, налипати на поверхні сонячних панелей і теплових радіаторів, а також проникати всередину житлового модуля та в системи повітропостачання. Верхній шар реголіту має густину 1100...1200 кг/м³, яка на глибині 10...20 см збільшується до 1500...1800 кг/м³. Реголіт відносно легко злипається; його когезія дорівнює приблизно 1 кПа, а кут внутрішнього тертя складає 30...50°. Реголіт характеризується високою пористістю (40...45%) та низькою теплопровідністю (приблизно 0.01 Вт/(м·К)). Остання суттєво залежить від температури. У роботі Langseth et al. [6] узагальнено експериментальні результати американської космічної програми «Аполлон» та наведено усереднені дані щодо властивостей реголіту, справедливі для усіх місць посадки. Фізико-механічні характеристики реголіту наведено у табл. 3.2.

Таблиця 3.2 - Усереднені фізико-механічні характеристики реголіту [5, 6].

Характеристика	Значення
Пористість	45%
Густина	1700 кг/м ³
Теплопровідність	0.011 Вт/(м·К)
Теплоємність	670 Дж/(кг·К)
Кут внутрішнього тертя	30...50°
Когезія	1...3 кПа
Модуль деформації	240 кПа
Коефіцієнт Пуассона	0.2...0.3

3.3. Конструктивні схеми житлового модуля

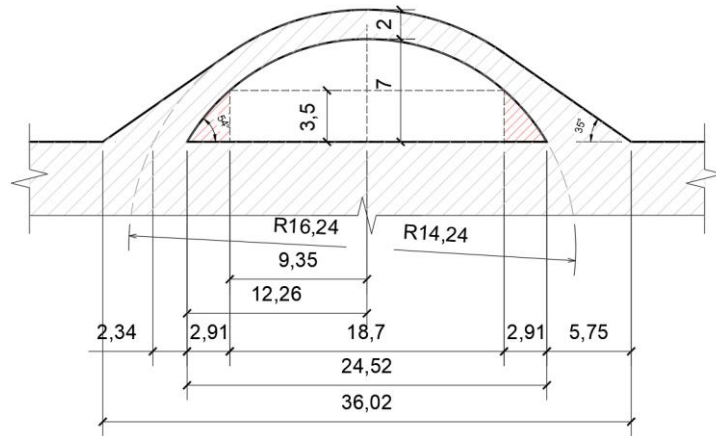
Як приклад, розглянемо просту іглу-подібну конструкцію, що складається з жорсткої плити основи та сферичного куполу. Плита може бути виготовлена на Місяці зі спеченого реголіту [7, 8]. Для облаштування куполу перспективним є застосування надувної оболонки [9–11], що має наступні переваги: низька вага та висока міцність (за рахунок відсутності згинальних моментів), малий пакувальний об'єм при транспортуванні з Землі, простий і швидкий спосіб монтажу (розгортання під дією внутрішнього тиску). Для використання в умовах місячного середовища, така оболонка може бути виготовлена із сучасних високоміцних синтетичних волокон Kevlar та Vectran [12]. Для захисту від радіації та мікрометеоритів оболонка укрита зверху шаром реголіту, товщина якого має складати 2...2.5 метра [1, 12]. Цей шар також забезпечує теплову ізоляцію житлового модуля та захищає його від екстремальних перепадів температур, що спостерігаються на місячній поверхні. Основним механічним навантаженням на оболонку є внутрішній тиск, який в залежності від умов роботи екіпажу може складати від 70 до 100 кПа [13]. Шар реголіту товщиною 2 метра спричиняє зовнішнє рівномірне розподілене гравітаційне навантаження, максимальне значення якого досягає 5.51 кПа (у центрі оболонки).

За даними роботи Venaroya і Bernold [13], у таблиці 3.3 наведено орієнтовні вимоги до площі житлового модуля. Висота зони, у якій перебувають люди, має складати не менше 3.5...4 метрів. Це спричинено низькою гравітацією та можливістю високих стрибків при необережних рухах.

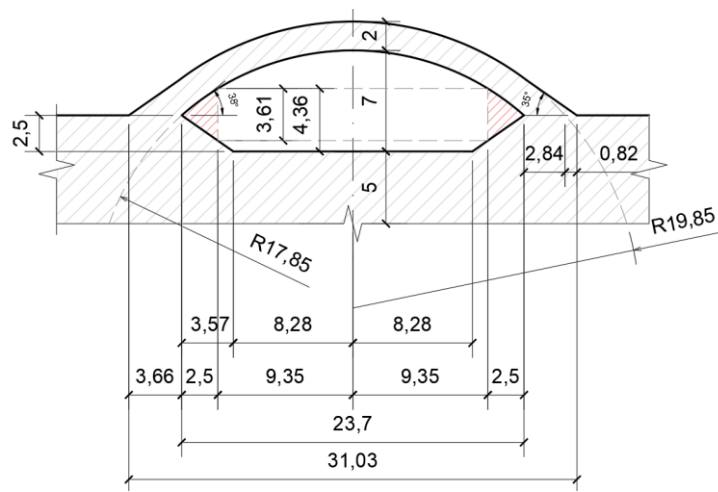
На рис. 3.1 наведено розміри житлового модулю, призначеного для екіпажу з 8 осіб. Запропоновано 3 конструктивних варіанти: модуль, розташований на поверхні Місяця, напівзаглиблений та розташований під поверхнею. Внутрішня висота модуля визначалася в залежності від потрібної площі та висоти житлової зони з додержанням вимоги забезпечити сферичну форму оболонки. При облаштуванні захисного шару реголіту, кут природного укусу прийнято рівним 35°.

Таблиця 3.3 - Рекомендована площа житлового модуля місячної бази.

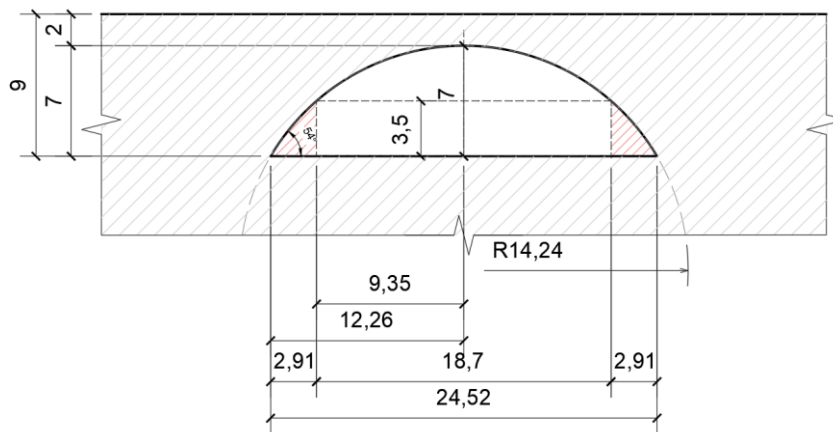
Чисельність екіпажу, осіб	6	8	10	12
Площа житлової зони, м ²	206	275	343	412
Площа для обладнання та вантажу, м ²	41	55	69	82
Загальна площа (округлено), м ²	250	330	415	500



а) на поверхні



б) напівзаглиблений



в) під поверхнею

Рис. 3.1. Конструктивні варіанти житлового модулю.

3.4. Тепловий баланс на поверхні Місяця та поширення теплоти у місячному ґрунті

Нахил осі обертання Місяця відносно площини екліптики достатньо малий і становить 1.54° . Тому для кожної точки місячної поверхні змінами інтенсивності сонячної радіації протягом року можна знехтувати.

Теплонадходження від Сонця q_1 , Вт/м², можна визначити за формулою:

$$q_1 = (1 - A)G_{SC} \cos \beta \sin \varphi, \quad (3.1)$$

де A – альbedo (табл. 4); G_{SC} – сонячна стала, $G_{SC} = 1367$ Вт/м²;

β – географічна широта; φ – кут висоти Сонця над горизонтом,

$\varphi = 2\pi t/T$; T – тривалість місячної доби, $T = 28 \cdot 24 \cdot 3600 = 2419200$ сек;

t – час від сходу сонця, сек, $t = 0 \dots T/2$.

У подальших розрахунках прийнято усереднене значення альbedo $A = 0.09$ та розглянуто випадок розміщення місячної бази на екваторі, $\beta = 0$, як такий, що є найнесприятливішим для роботи систем забезпечення теплового режиму.

Таблиця 3.4 - Альbedo місячної поверхні [14].

Регіон	Мінімум	Максимум	Середнє значення
Моря	0.06	0.09	0.07
Високогір'я	0.11	0.20	0.15
Вся поверхня	0.07	0.10	0.09

Тепловтрати з Місяця в зовнішнє середовище відбуваються шляхом інфрачервоного випромінювання. Питома потужність теплового випромінювання q_2 , Вт/м², складає

$$q_2 = \varepsilon \sigma u^4, \quad (3.2)$$

де ε – інфрачервона випромінювальна здатність місячної поверхні, $\varepsilon = 0.95$ [15]; σ – стала Стефана-Больцмана, $\sigma = 5.67 \cdot 10^{-8}$ Вт/(м²·К⁴); u – температура поверхні, К.

Таким чином, тепловий потік q , Вт/м², що надходить з поверхні у товщу місячного ґрунту, дорівнює

$$\begin{aligned} q &= q_1 - q_2 \text{ при } t = Tn - T \dots Tn - T / 2 \text{ (вдень),} \\ q &= -q_2 \text{ при } t = Tn - T / 2 \dots Tn \text{ (вночі);} \end{aligned} \quad (3.3)$$

де n – номер місячної доби, $n = 1, 2, 3, \dots$

Визначимо поширення теплоти у місячному ґрунті. Нестационарне рівняння теплопровідності має вигляд:

$$k \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} - c\rho \frac{\partial u}{\partial t} = 0, \quad (3.4)$$

де k – коефіцієнт теплопровідності реголіту, $k = 0.011$ Вт/(м·К); c – теплоємність реголіту, $c = 670$ Дж/(кг·К); ρ – густина реголіту, $\rho = 1700$ кг/м³; x – відстань від поверхні, м.

Граничні умови:

$$q = k \frac{\partial u}{\partial x} \text{ при } x = 0 \text{ (на поверхні),} \quad (3.5)$$

$$\frac{\partial u}{\partial x} = 0 \text{ при } x \rightarrow \infty \text{ (у товщі ґрунту).} \quad (3.6)$$

Початкова умова може бути записана так:

$$u = u_0(x) \text{ при } t = 0, \quad (3.7)$$

де $u_0(x)$ – функція розподілу температури у початковий момент часу.

Початково-крайова задача (3.4) – (3.7) розв'язана чисельно за допомогою методу скінченних різниць. Програмна реалізація виконана у середовищі системи комп'ютерної алгебри Maple. Слід зазначити, що значення функції $u_0(x)$ невідоме. Тому умова (3.7) була задана приблизно у вигляді $u_0(x) = \langle u_0 \rangle$, де $\langle u_0 \rangle$ – усереднена температура місячного ґрунту. Проведено серію розрахунків для різних значень $\langle u_0 \rangle$ в діапазоні 220...240К. У результаті чисельних експериментів встановлено, що впродовж 10 місячних діб (дорівнює 280 земним добам) розв'язок стабілізується і коливання температури реголіту стають стаціонарними із постійною амплітудою. При цьому наприкінці часу інтегрування одержано одні й ті самі дані для температурного поля u незалежно від того, яким

було початкове значення $\langle u_0 \rangle$. В процесі чисельного моделювання досліджено просторову область $0 \leq x \leq 1$ м, оскільки на глибині більше 1 метру тепловий потік є дуже малим і фактично виконується умова (3.6).

На рис. 3.2, 3.3 наведено зміни температури реголіту на поверхні Місяця та на глибині 0.5 метра відповідно. При розрахунках прийнято значення початкової температури $\langle u_0 \rangle = 230$ К як таке, що забезпечує швидку стабілізацію розв'язку. Визначено, що температура місячної поверхні змінюється у діапазоні від 115 К до 396 К. Завдяки низькій теплопровідності реголіту, добові теплові хвилі швидко затухають у товщі ґрунту. На глибині 1 метр температура є майже сталою і дорівнює 231 К. За даними робіт інших авторів, температура місячної поверхні в районі екватору змінюється впродовж доби від 120 К до 374 К [16], а температура у товщі реголіту може складати від 233 до 238 К [2]. Це підтверджує високу точність одержаних нами чисельних розв'язків, а також свідчить про коректність і практичну придатність математичної моделі теплового балансу місячної поверхні (3.1)–(3.3) та правильність прийнятих значень теплофізичних властивостей реголіту.

3.5. Тепловий стан житлового модулю

Для моделювання теплового стану житлового модулю застосовано програмний комплекс на основі методу скінченних елементів ELCUT. Розроблено осесиметричні розрахункові моделі житлового модулю. Для роботи з поперечним перетином моделей у площині екрану використана декартова система координат, яка при розрахунках інтерпретована у тривимірному просторі як циліндрична.

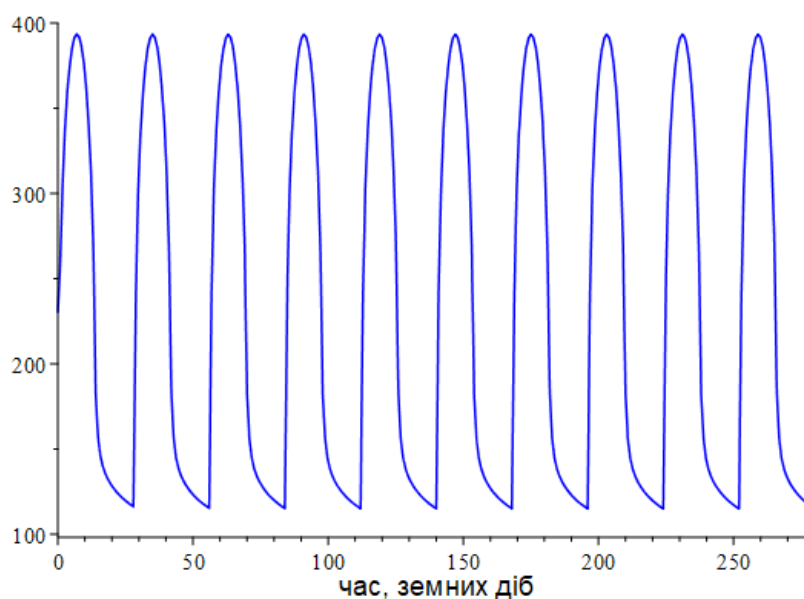


Рис. 3.2. Коливання температури місячної поверхні (К).

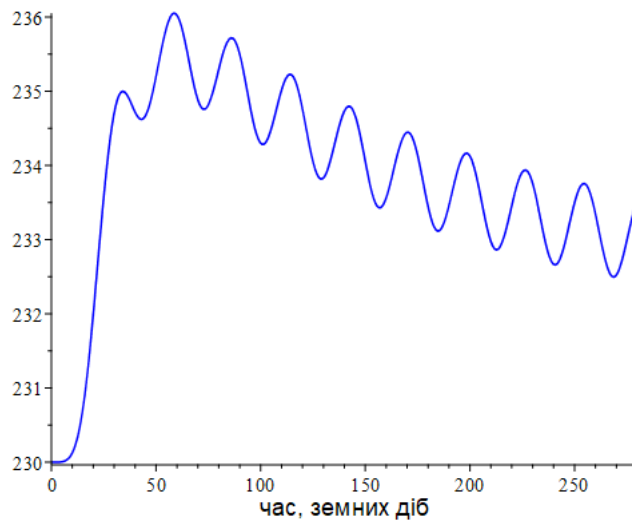
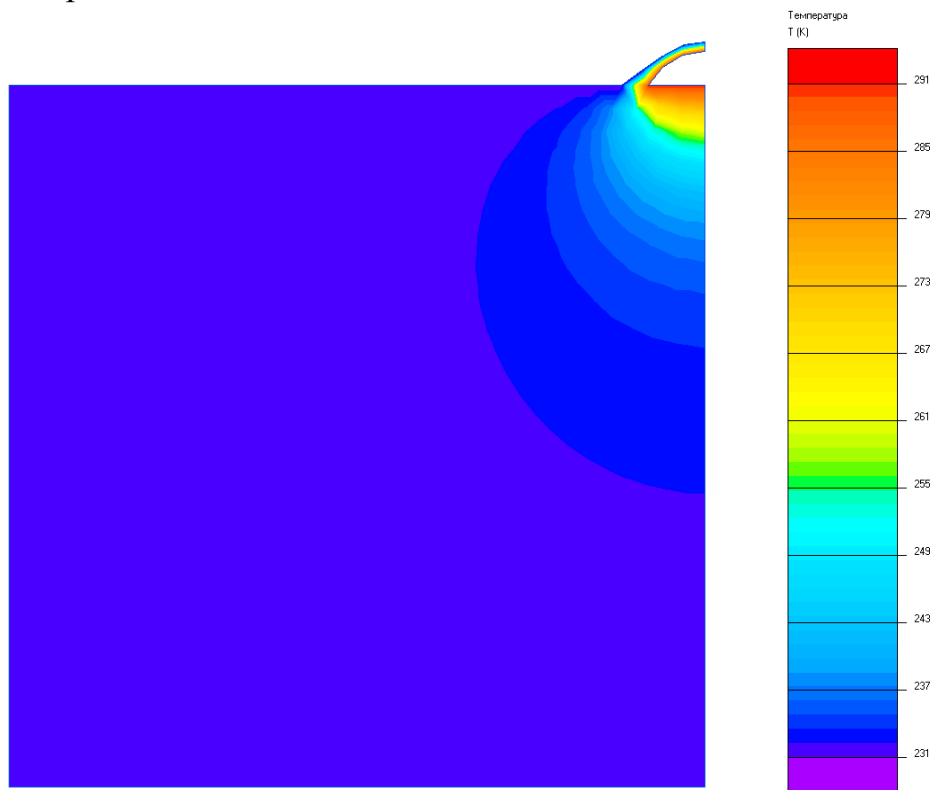
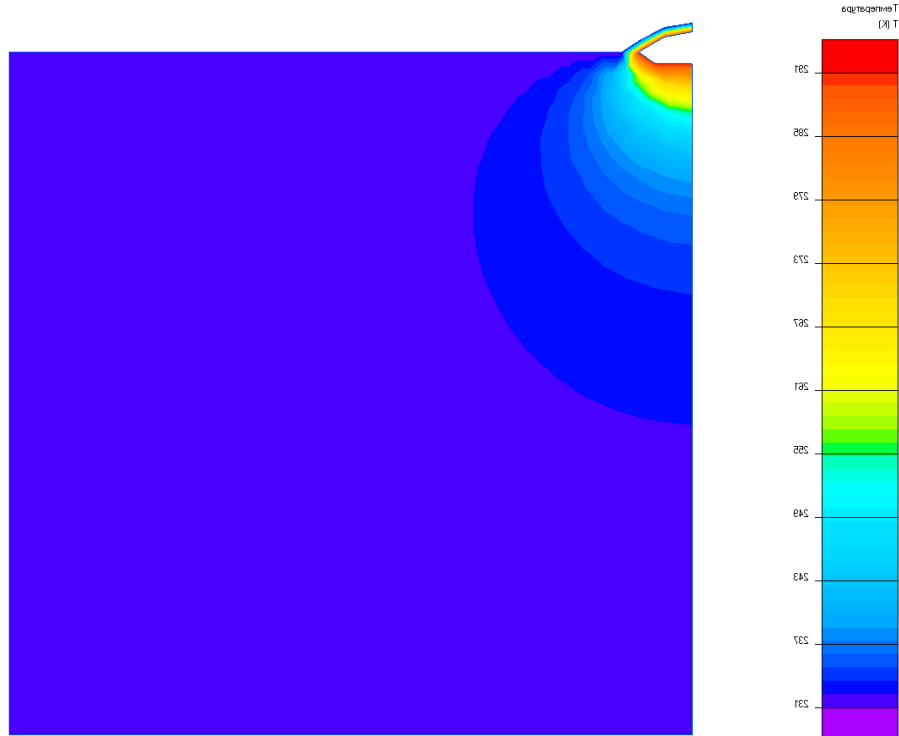


Рис. 3.3. Температура місячного ґрунту на глибині 0.5 метра (К).

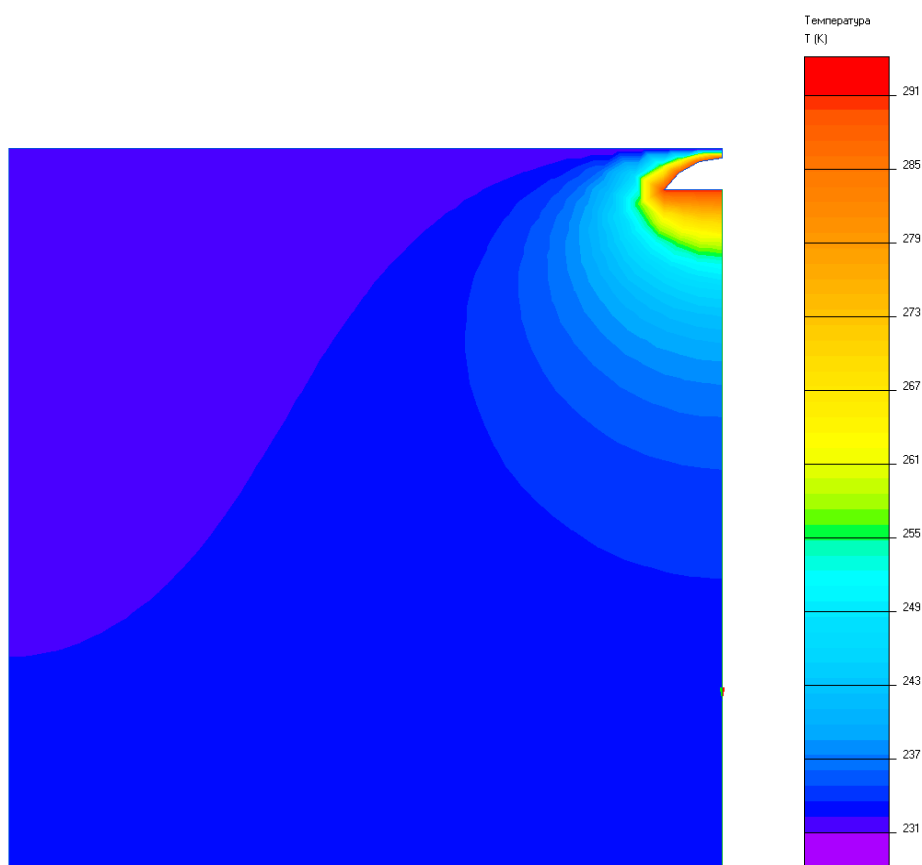
Для оцінки потрібних розмірів розрахункової області було розглянуто стаціонарну задачу поширення теплоти у місячному ґрунті. Температуру внутрішньої поверхні огорожувальних конструкцій житлового модулю прийнято рівною 291 К (18°C). Розглянуто просторову область радіусом 150 метрів і глибиною 150 метрів. Температура на поверхні та на зовнішніх границях ґрунтового масиву дорівнює середній температурі реголіту 231 К. Результати розрахунків температурних полів наведено на рис. 3.4.



a) на поверхні

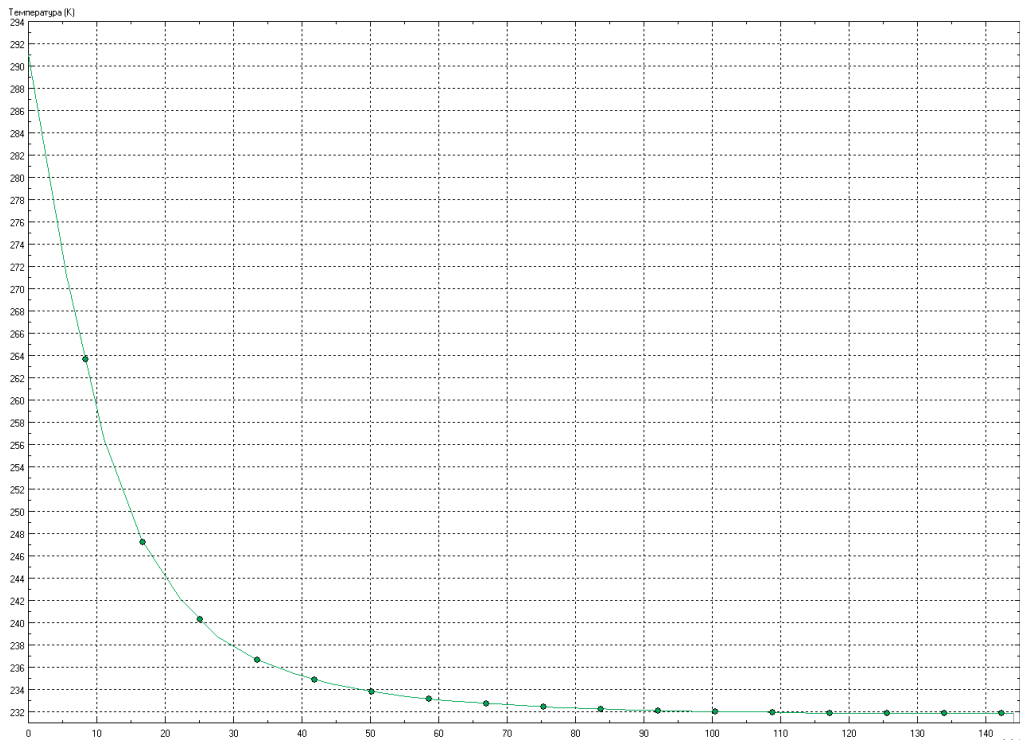


б) напівзаглиблений

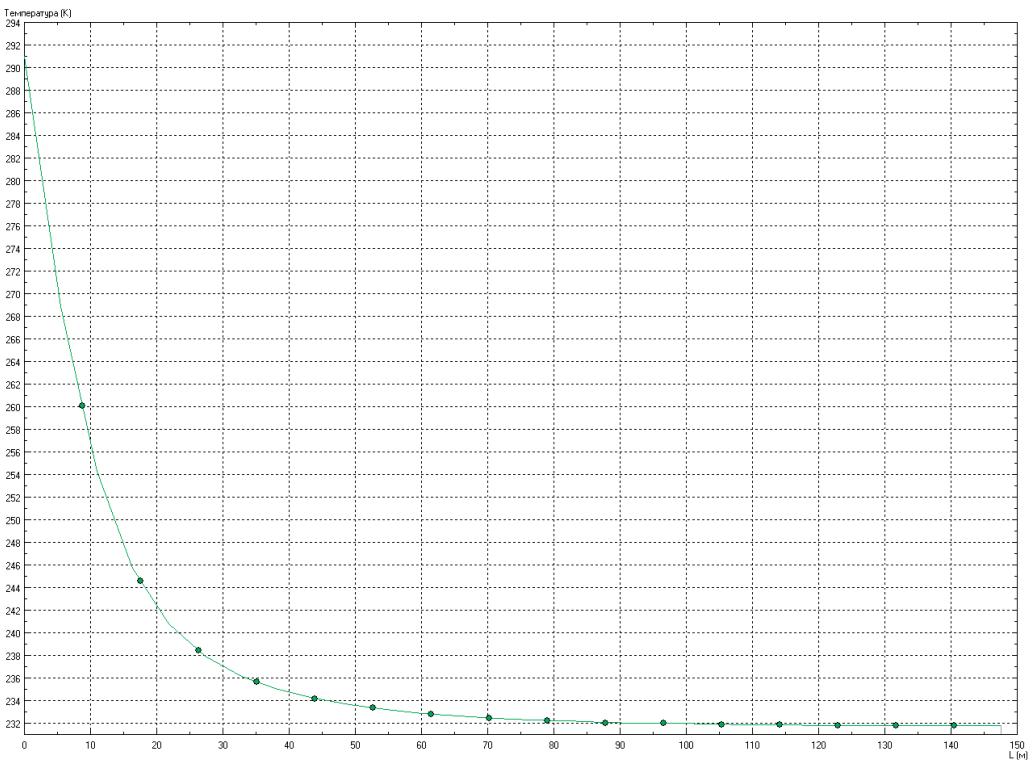


в) під поверхнею

Рис. 3.4. Розподіл температури у місячному ґрунті у стаціонарному випадку для різних конструктивних варіантів житлового модулю



а) на поверхні



б) напівзаглиблений

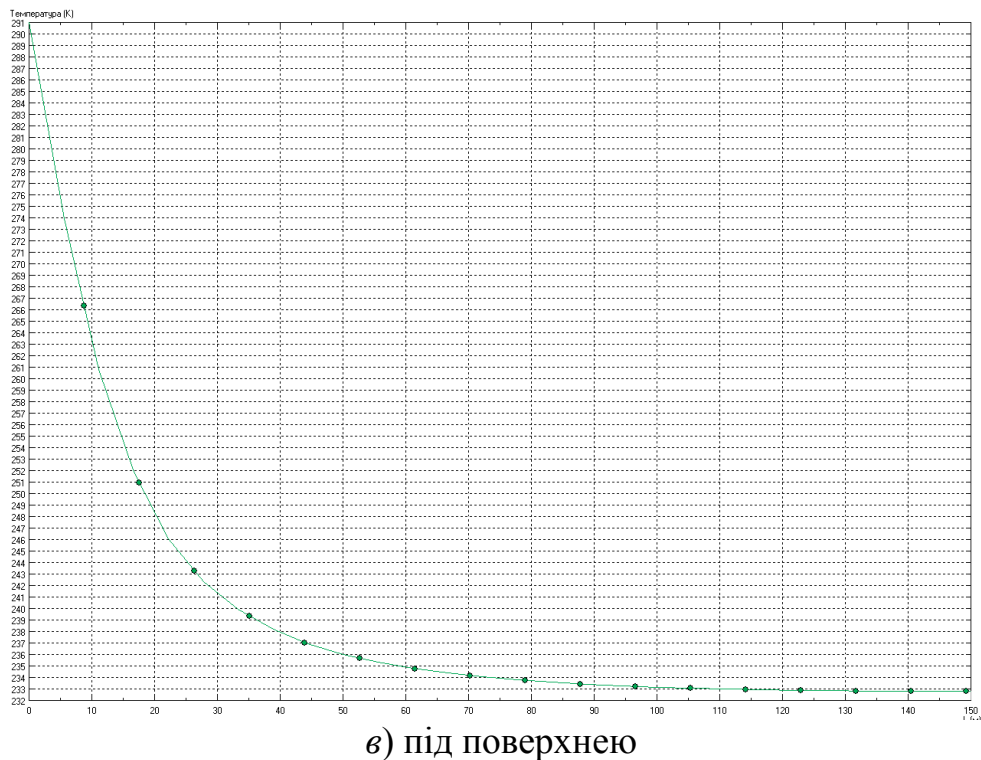


Рис. 3.5. Зміни температури ґрунту за глибиною у стаціонарному випадку для різних конструктивних варіантів житлового модулю (закінчення)

На рис. 3.5 наведено зміни температури ґрунту за глибиною вздовж осі симетрії моделі (по центру житлового модуля). На глибині 30 метрів для різних варіантів конструкції температура ґрунту дорівнює від 237 К до 241 К. Похибка від заданого значення температури у товщі ґрунту 231 К складає від 2.60% до 4.33%. Припускаючи допустимою таку ступінь неточності та на основі аналізу одержаних стаціонарних температурних полів, при подальшому розв’язанні нестационарних теплових задач розглядалися розрахункові області ґрунту шириною 20 метрів та глибиною 30 метрів (рахуючи від зовнішніх країв житлового модулю).

Розглянемо задачу нестационарного поширення теплоти у місячному ґрунті. Застосовано наступні граничні умови. Тепловий потік через поверхню ґрунту визначається рівнянням (3.3). Тепловий потік по нормалі до осі симетрії моделі, до зовнішніх бокової та нижньої поверхонь ґрунтового масиву дорівнює нулю. Температура внутрішньої поверхні огорожувальних конструкцій житлового модулю становить 291 К (18°C). Температура ґрунту у початковий момент часу невідома. У якості наближення, початкову температуру прийнято відповідно до розв’язку стаціонарної задачі з такими граничними умовами: температура внутрішньої поверхні огорожувальних конструкцій 291 К, температура на поверхні та на зовнішніх границях ґрунтового масиву 231 К (рис. 3.6).

Час інтегрування складає 24 місячних (672 земних) доби. Впродовж цього періоду розв’язок стабілізується і коливання температури реголіту стають близькими до стаціонарних. Використано 3072 кроки дискретизації

за часом. Просторову сітку трикутних скінчених елементів згенеровано автоматично; густина сітки становить від 4910 до 5738 вузлів в залежності від варіанта конструкції житлового модулю (рис. 5.7).

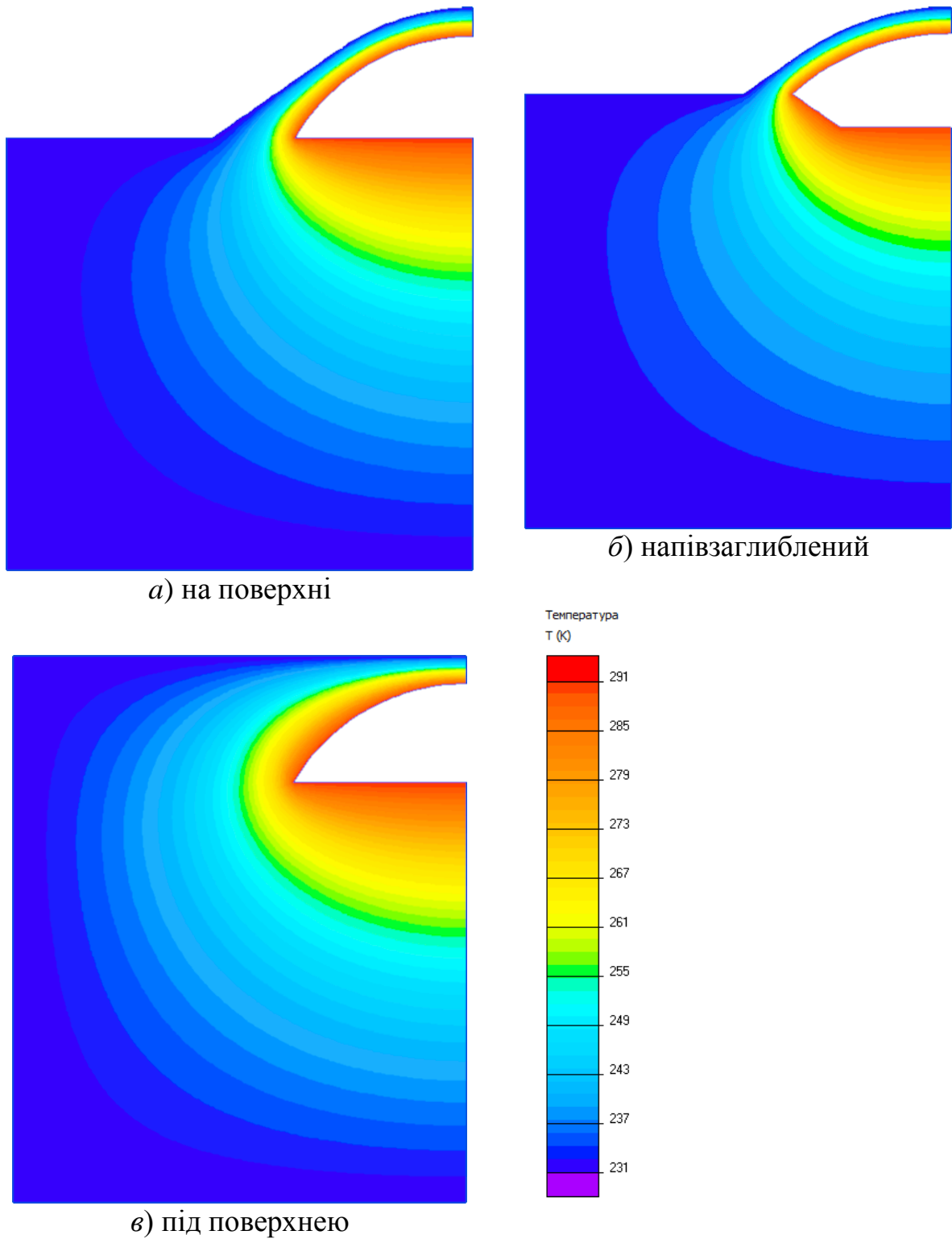
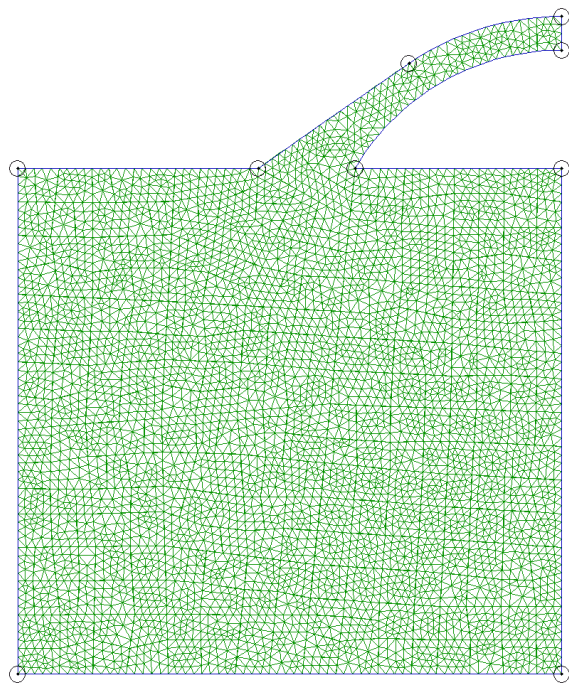
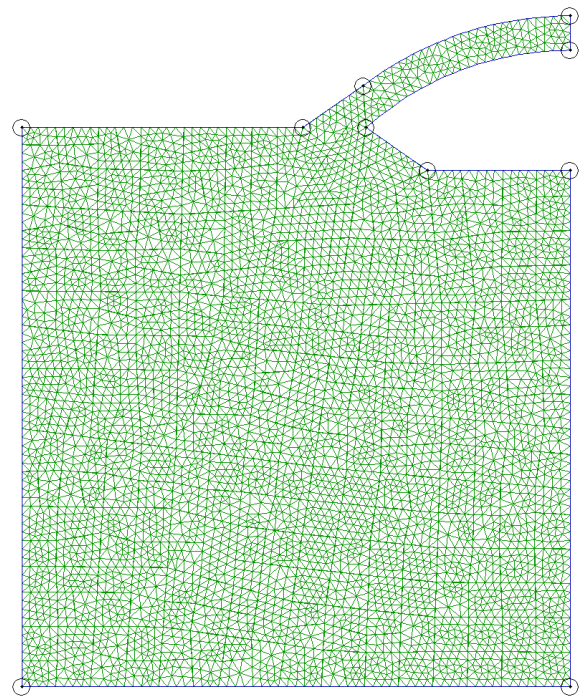


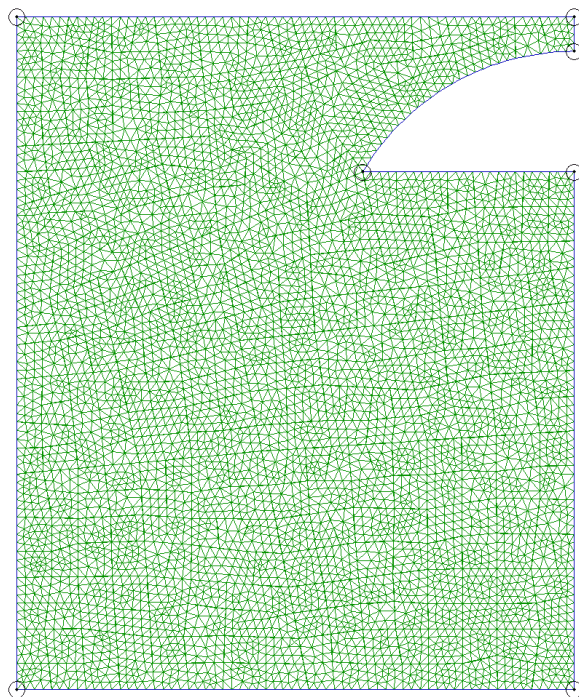
Рис. 3.6. Початкова температура ґрунту при розв'язанні нестационарних теплових задач для різних конструктивних варіантів житлового модулю



а) на поверхні (4910 вузлів сітки)



б) напівзаглиблений (5032 вузла сітки)



в) під поверхнею (5738 вузлів сітки)

Рис. 3.7. Скінчено-елементні моделі ґрунтового масиву для різних конструктивних варіантів житлового модулю

У результаті чисельного моделювання визначено, як температурне поле ґрунту та тепловтрати житлового модуля змінюються у часі. Як приклад, на рис. 3.8 наведено температуру ґрунту у різний час місячної доби для випадку напівзаглибленого житлового модулю. Одержані розв'язки свідчать, що теплові хвилі затухають у поверхневому шарі товщиною до 1-го метра, тоді як глибше температурне поле залишається стаціонарним. Візуальний аналіз одержаних даних дозволяє зробити

висновок, що у будь-який час доби вектор градієнту температури скерований всередину житлового модуля з усіх його сторін. Таким чином, житловий модуль постійно втрачає теплоту.

На рис. 5.9 наведено сумарні тепловтрати для різних конструктивних варіантів житлового модулю. Потужність тепловтрат періодично змінюється впродовж місячної доби, але є дуже незначною (табл. 5.5). Необхідно відзначити, що завдяки низькій теплопровідності реголіт забезпечує практично повну теплову ізоляцію житлового модулю.

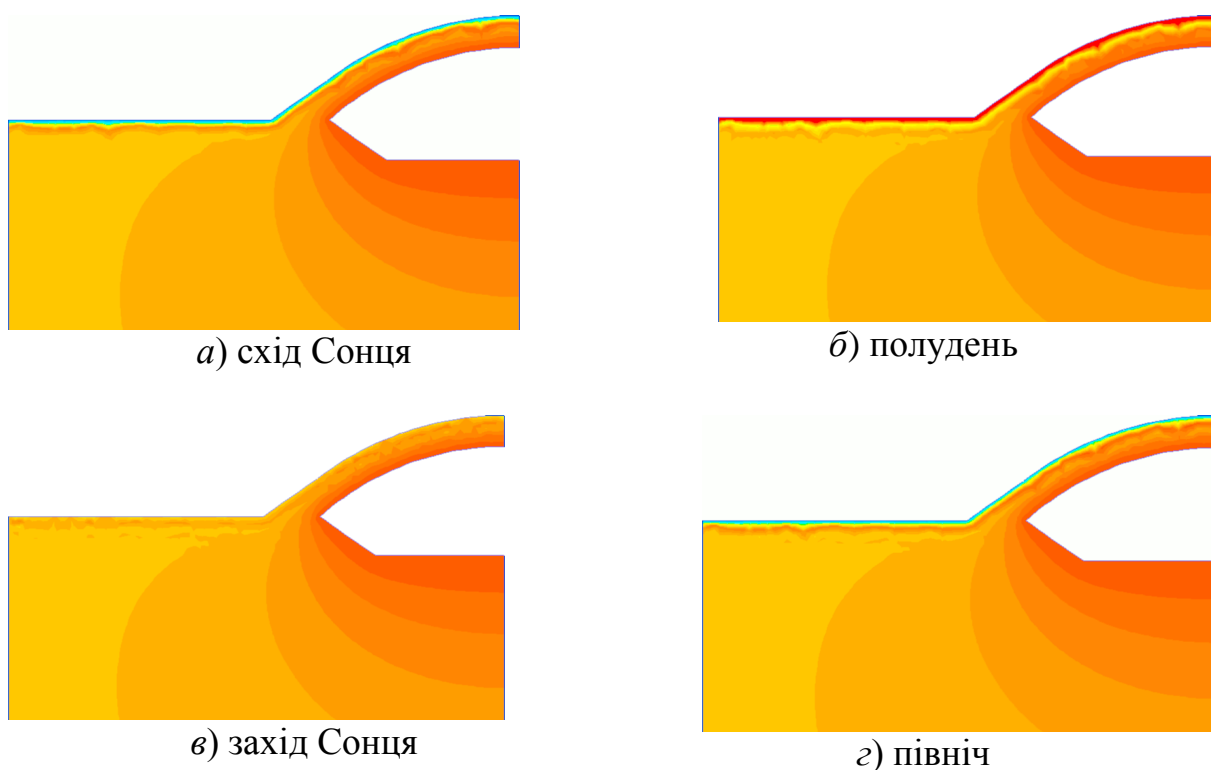
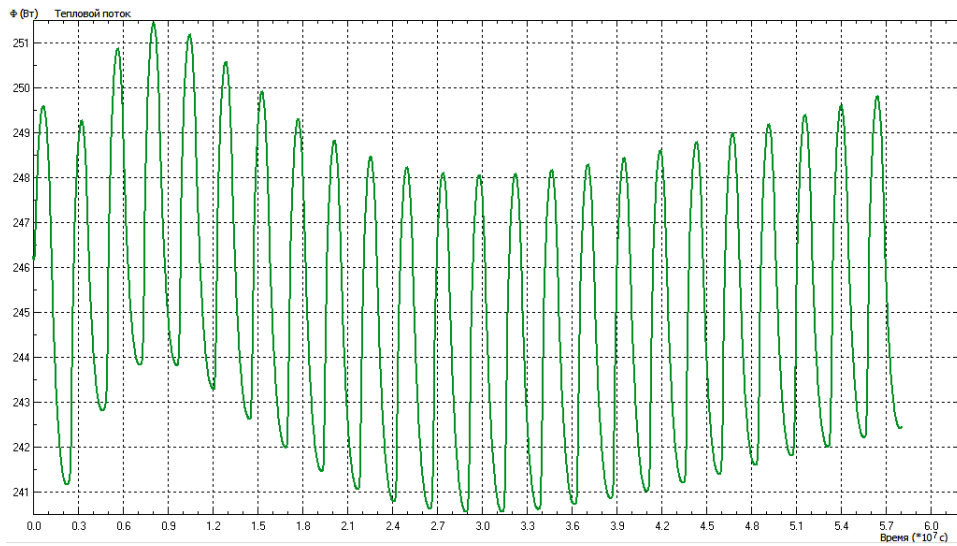


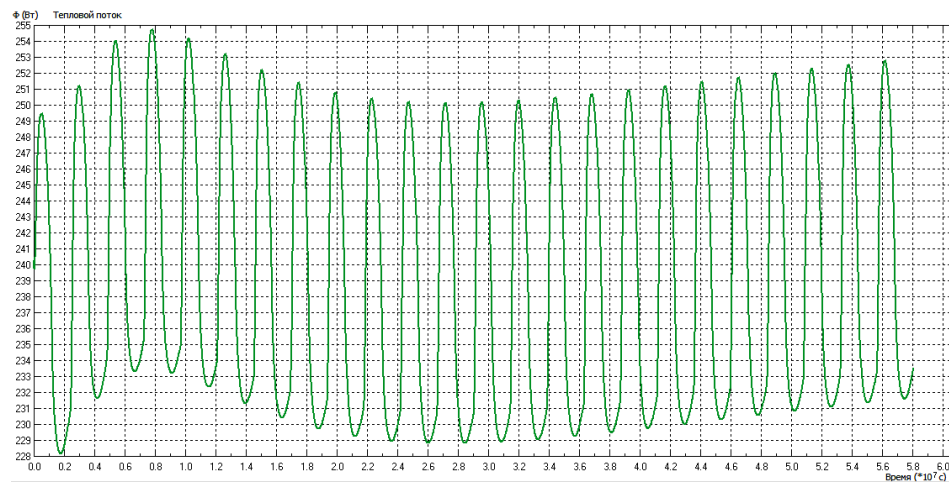
Рис. 3.8. Фрагменти температурного поля для напівзаглибленого житлового модулю впродовж місячної доби. Кольорова шкала температури: 110...390К.

Таблиця 3.5 - Добові тепловтрати житлового модулю, Вт.

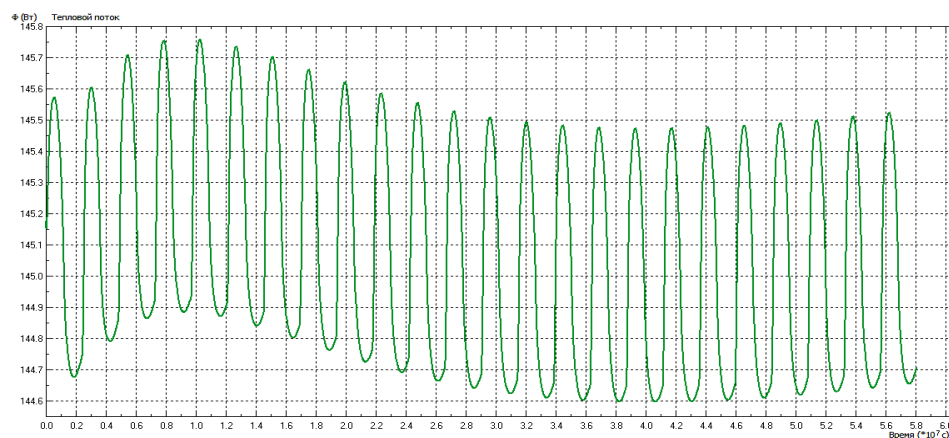
Тепловтрати	Конструктивний варіант		
	на поверхні	напівзаглиблений	під поверхнею
Мінімальні	241	228	144.6
Максимальні	251	255	145.8
Середні	246	241.5	145.2



а) на поверхні



б) напівзаглиблений



в) під поверхнею

Рис. 3.9. Тепловтрати різних конструктивних варіантів житлового модулю

3.6. Основні параметри системи забезпечення теплового режиму

Для визначення потрібної потужності системи забезпечення теплового режиму (СЗТР) необхідно знати надходження теплоти всередині житлового модулю від членів екіпажу та обладнання. Надходження теплоти від людей залежать від температури повітря в модулі та ступеня фізичної активності (табл. 6). У випадку важкої фізичної роботи, потужність теплового потоку може досягати 300 Вт від однієї особи.

Таблиця 3.6. Повна теплота, що надходить від дорослого чоловіка, Вт [17].

Фізична активність	Температура повітря, °С					
	10	15	20	25	30	35
стан спокою	163	145	116	93	93	93
легка робота	180	157	151	145	145	145
робота середньої важкості	215	210	204	198	198	198
важка робота	291	291	291	291	291	291

Майже вся енергія, спожита розташованим всередині житлового модулю обладнанням, у кінцевому результаті переходить у теплоту. Для точного обчислення надходжень теплоти від обладнання необхідно знати повну специфікацію приладів та устаткування місячної бази. Наведемо наступні наближені оцінки. На Міжнародній космічній станції, при середній чисельності постійного екіпажу 7 осіб (і до 11...13 осіб у періоди ротації), потужність системи енергопостачання може досягати 75...90 кВт [18]. Приблизно такою ж самою є потужність системи охолодження, яка дорівнює 70...84 кВт [19]. У роботі Simonsen et al. [16] надходження теплоти для місячної бази з екіпажем 8 осіб визначено у 60 кВт.

Узагальнюючі дані, наведені вище, можна оцінити надлишки теплоти житлового модуля у 10 кВт на особу. Тоді потрібна потужність СЗТР для екіпажу з 8 осіб становить $Q_{STC} = 80$ кВт. Зауважимо, що максимально можливі надходження теплоти від людей приблизно у 35 разів менше, ніж очікувані надходження теплоти від обладнання. При цьому тепловтрати житлового модуля у зовнішнє середовище настільки малі, що ними можна знехтувати.

Надлишки теплоти житлового модуля за допомогою системи рідинного охолодження передаються до розташованих на поверхні Місяця теплових радіаторів, які відводять цю теплоту у зовнішній космічний простір шляхом інфрачервоного випромінювання. Згідно закону Стефана-Больцмана, теплова потужність радіатора пропорційна четвертому ступеню абсолютної температури його поверхні. Так, підвищення абсолютної температури радіатора у 2 рази дозволяє зменшити його площу у 16 разів. Тому може бути доцільним використання теплового насосу (ТН), що дозволить підвищити температуру радіатора і зменшити його розміри. З іншого боку, чим більше підвищується температура радіатора, тим більшою є потужність приводу ТН. Електрична енергія, використана у приводі, також переходить у теплоту, що створює додаткове навантаження на СЗТР і в свою чергу призводить до збільшення площі радіатора.

Для обчислення потрібної площі теплових радіаторів, складемо математичну модель теплового балансу СЗТР. Щоб визначити питомі теплонадходження від Сонця на поверхню радіатора q_{r1} , Вт/м², розглянемо два граничних випадки.

1. Найгірші умови для роботи радіатора. Місячна база знаходиться на екваторі ($\beta = 0$), радіатор розташований горизонтально (наприклад, на зовнішній поверхні житлового модулю), Сонце знаходиться у зеніті ($\varphi = \pi/2$). При цьому q_{r1} досягає свого максимального значення q_{r1}^{\max} і дорівнює

$$q_{r1} = q_{r1}^{\max} = (1 - A_r) G_{SC},$$

де A_r – альbedo поверхні радіатора.

2. Найкращі умови для роботи радіатора. Тепловий радіатор розташовано вертикально та обладнано автоматичною системою, яка відстежує положення Сонця та повертає площину радіатора паралельно до напрямку його променів. Якщо виключити теплову «засвітку» радіатора від місячної поверхні, для такої конструкції q_{r1} теоретично може наближатися до нуля.

Питома потужність теплового випромінювання радіатора q_{r2} , Вт/м², складає

$$q_{2r} = \varepsilon_r \sigma u_r^4, \quad (3.8)$$

де ε_r – інфрачервона випромінювальна здатність поверхні радіатора; u_r – температура поверхні радіатора, К.

Тепловий потік Q_r , Вт, що відводиться радіатором у космічний простір, дорівнює

$$Q_r = (q_{2r} - q_{1r})F. \quad (3.9)$$

де F – площа поверхні радіатора, м².

Для досягнення максимальних значень Q_r , поверхня радіатора повинна мати високу інфрачервону випромінювальну здатність ε_r і у той же час низький коефіцієнт поглинання сонячної енергії (високе альbedo A_r). З цією метою традиційно застосовують різні типи покриттів [20] (табл. 7). Відповідно до рекомендацій NASA [21], прийmemo $\varepsilon_r = 0.8$, $A_r = 0.7$.

Таблиця 3.7. Характеристики матеріалів покриттів теплових радіаторів [20].

Матеріал	ε_r	A_r
Анодований алюміній	0.79	0.77
Скло, напилене на алюміній	0.83	0.87
Окис алюмінію	0.8	0.72
Спечений окис кремнію	0.84	0.92
Біла фарба	0.88	0.75

Рівняння теплового балансу СЗТР має вигляд:

$$Q_r = Q_{\text{СТС}} + Q_{\text{НР}}, \quad (3.10)$$

де $Q_{\text{НР}}$ – потужність приводу ТН, Вт, $Q_{\text{НР}} = Q_r / \eta$, де η – коефіцієнт перетворення енергії (coefficient of performance, COP) ТН. Тоді рівняння (10) запишеться так:

$$Q_r = Q_{\text{СТС}} \frac{\eta}{\eta - 1}. \quad (3.11)$$

Коефіцієнт перетворення енергії залежить від різниці абсолютних температур теплоносія на виході та на вході до ТН. Для температури внутрішнього повітря житлового модуля 293 К (20°C) прийmemo, що температура теплоносія на вході до ТН дорівнює $u_{\text{in}} = 295$ К (22°C), а

температура теплоносія на виході з ТН приблизно дорівнює температурі поверхні радіатора u_r . Тоді

$$\eta = \nu \frac{u_r}{u_r - u_{in}}, \quad (3.12)$$

де ν – коефіцієнт термодинамічної недосконалості ТН, $\nu \approx 0.5$. Рівняння (12) дозволяє визначити температуру радіатора u_r :

$$u_r = u_{in} \frac{\eta}{\eta - \nu}. \quad (3.13)$$

Для визначення потрібної площі теплового радіатора, підставляємо значення u_r (3.13) у формулу (3.8) та прирівнюємо вирази (3.9) та (3.11). Із одержаного рівняння знаходимо:

$$F = \frac{\eta Q_{STC}}{(\eta - 1) \left[\varepsilon_r \sigma u_r^4 \frac{\eta^4}{(\eta - \nu)^4} - (1 - A_r) G_{SC} \right]} \quad \text{при } q_{r1} = q_{r1}^{\max}$$

та

$$F = \frac{(\eta - \nu)^4 Q_{STC}}{(\eta - 1) \eta^3 \varepsilon_r \sigma u_r^4} \quad \text{при } q_{r1} = 0.$$

На рис. 3.10–3.12 наведено залежності температури поверхні радіатора u_r , потрібних потужностей радіатора Q_r та приводу ТН Q_{HP} від коефіцієнту перетворення ТН η . Тут і нижче всі розрахунки виконано для $Q_{STC} = 80$ кВт, $u_{in} = 295$ К (22°C).

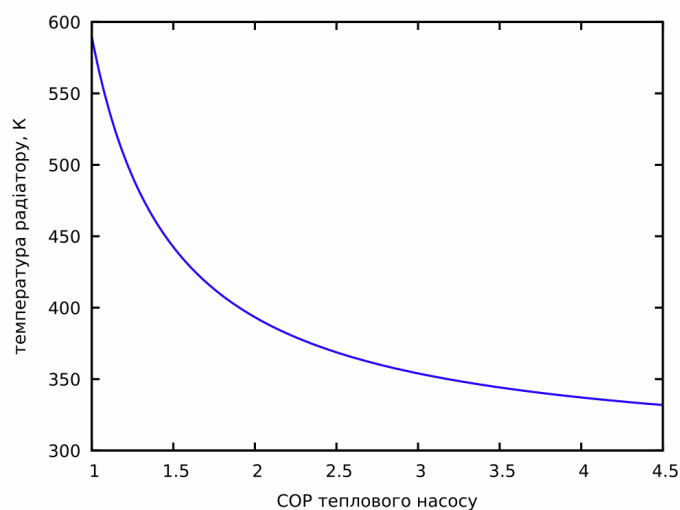


Рис. 3.10. Температура поверхні теплового радіатора.

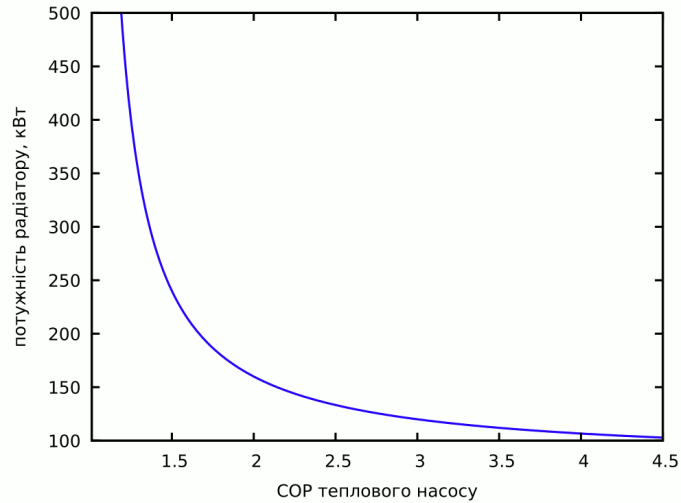


Рис. 3.11. Потрібна потужність теплового радіатора.

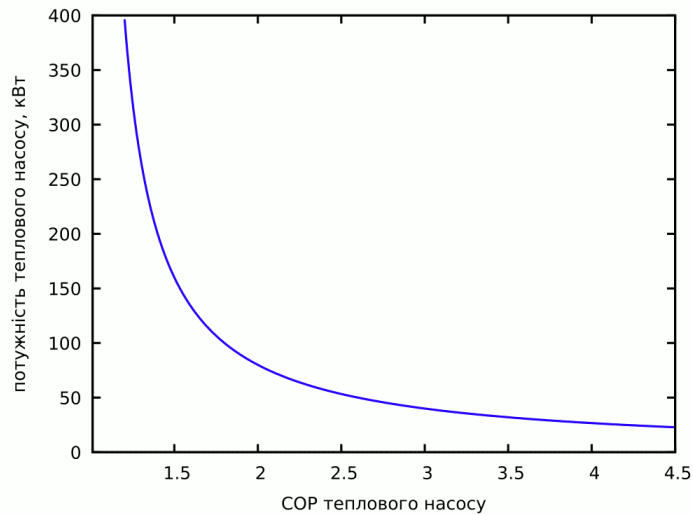
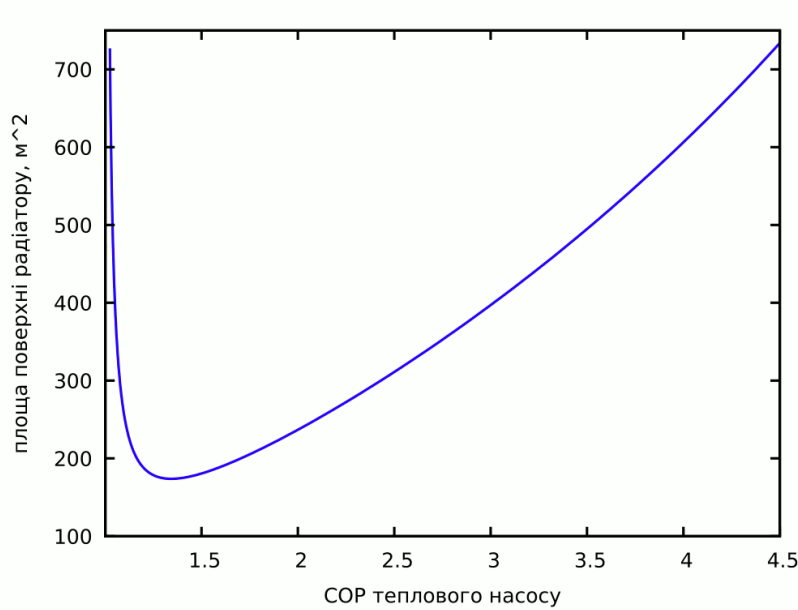
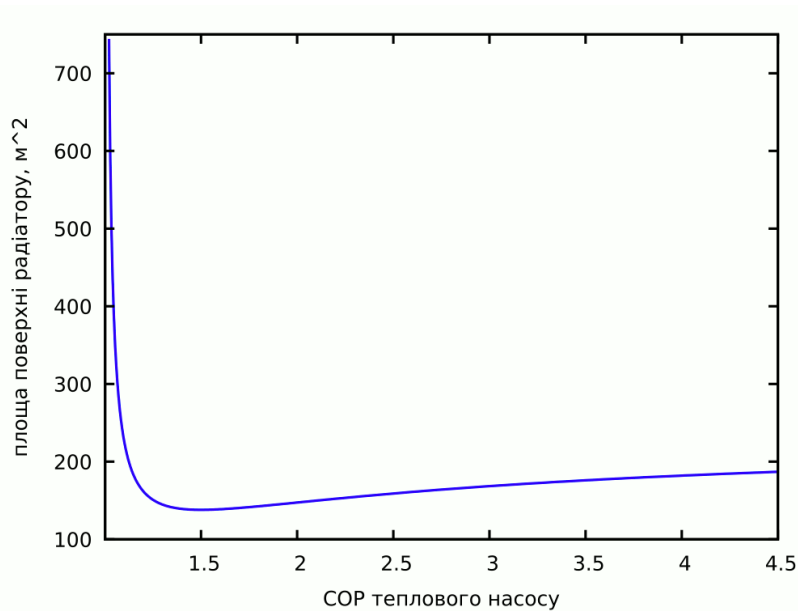


Рис. 3.12. Потрібна потужність приводу ТН.

Залежність площі поверхні теплового радіатора F від коефіцієнту перетворення ТН η наведено на рис. 3.13. Досліджено дві конструкції радіатора, описані вище: горизонтальний радіатор під дією перпендикулярних сонячних променів ($q_{r1} = q_{r1}^{\max}$) і вертикальні радіатори з автоматичним поворотом, що уникають прямого випромінювання ($q_{r1} \approx 0$). Зауважимо, що в останньому випадку конструктивна площа поверхні радіаторів може бути зменшена у 2 рази від розрахункової, оскільки вертикальний плоский радіатор випромінює енергію у дві протилежні сторони.



$$a) q_{r1} = q_{r1}^{\max}$$



$$б) q_{r1} \approx 0$$

Рис. 3.13. Площа поверхні теплового радіатора.

Для горизонтального радіатора під дією перпендикулярних сонячних променів, мінімальна площа поверхні $F = 174 \text{ м}^2$ досягається при коефіцієнті перетворення енергії ТН $\eta = 1.34$. Але при цьому потужність приводу системи ТН складає $Q_{\text{HP}} = 235 \text{ кВт}$, що майже в три рази перевищує потрібну потужність СЗТР $Q_{\text{СТС}} = 80 \text{ кВт}$. Раціональним варіантом може бути розташування радіатора на зовнішній поверхні місячної бази на площі, що приблизно дорівнює площі житлового модуля у плані. При такому конструктивному рішенні $\eta = 4.5$, $F = 734 \text{ м}^2$, $Q_{\text{HP}} = 23 \text{ кВт}$ (29% від потужності СЗТР).

Для вертикальних радіаторів, що уникають прямого сонячного випромінювання, теоретично можлива мінімальна площа поверхні становить $F = 138\text{м}^2$ при $\eta = 1.50$ та $Q_{\text{HP}} = 160\text{кВт}$. Зауважимо, що така конструкція радіаторів дозволяє обійтися без застосування ТН. При безпосередній передачі надлишків теплоти від житлового модулю до радіатора ($u_r = u_{in}$, $\eta \rightarrow \infty$, $Q_r = Q_{\text{СТС}}$), потрібна площа поверхні радіатора становить $F = 233\text{м}^2$. Даний варіант може розглядатися як оптимальний з інженерної точки зору.

3.7. Напружено-деформований стан куполу житлового модулю

Як приклад, розглянемо купол житлового модулю, що розміщується на поверхні Місяця. Конструкція являє собою надувну сферичну оболонку, яка прикріплена до основи за допомогою шарнірно-нерухомих зв'язків. Оболонку виготовлено з високоміцного волокнистого матеріалу Kevlar 29, властивості якого наведено в табл. 3.8.

Таблиця 3.8. Механічні властивості Kevlar 29 [22].

Характеристика	Значення
Густина	1440, кг/м ³
Модуль пружності	$8.3 \cdot 10^{10}$, Па
Межа міцності	$2.92 \cdot 10^9$, Па
Видовження при розриві	3.6%

Скінчено-елементна розрахункова модель побудована у програмному комплексі Ansys 2021 (рис. 3.14). Сітку згенеровано з чотирикутних елементів Quadratic за допомогою методу Quadrilateral Dominant з використанням інструментів Multizone Method, Edge Sizing та Face Meshing.

Проведено статичний аналіз конструкції на дію наступних навантажень:

- внутрішній рівномірно розподілений по поверхні оболонки гідростатичний тиск 69 кПа (рис. 3.15а);
- зовнішнє рівномірно розподілене по горизонталі гравітаційне навантаження від шару реголіту 5.56 кПа (рис. 3.15б);
- власна вага куполу.

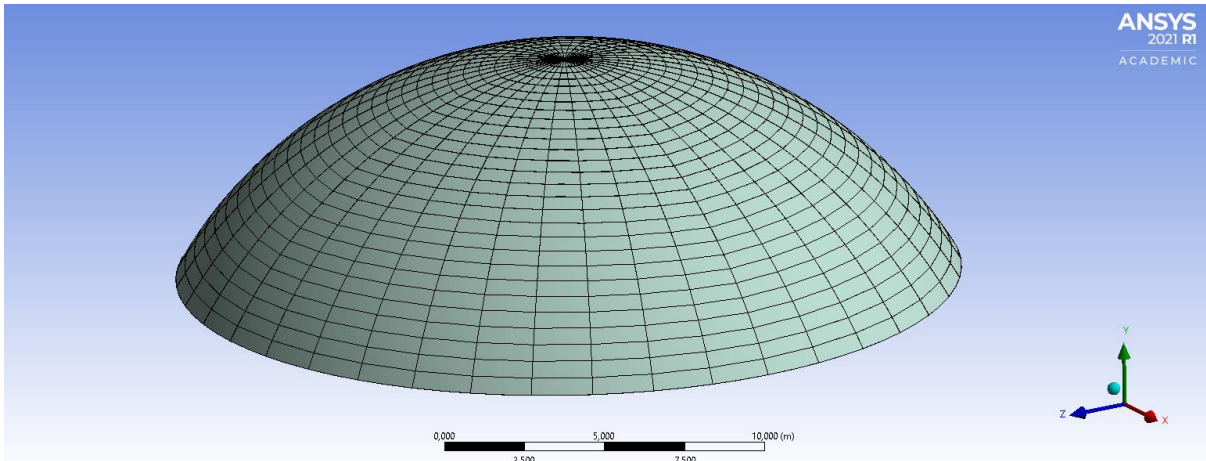
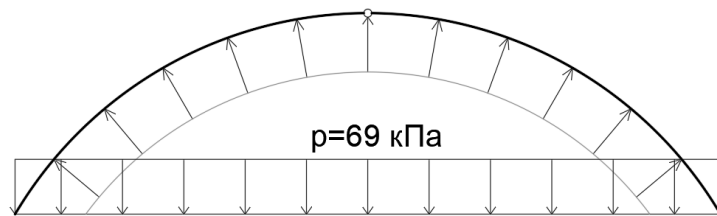
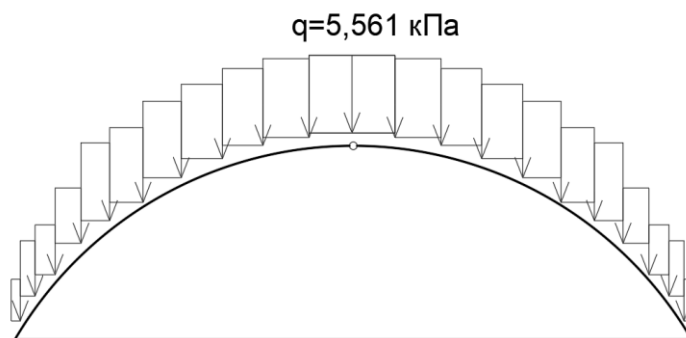


Рис. 3.14. Скінчено-елементна модель куполу.



а) навантаження від внутрішнього тиску



б) навантаження від шару реголіту

Рис. 3.15. Статичні навантаження куполу.

Виконано серію розрахунків оболонок різної товщини. На рис. 3.16 наведено еквівалентні напруження за Мізесом для оболонки товщиною 1 мм. Максимальне значення напружень складає $1.01 \cdot 10^9$ Па, що майже в три рази менше межі міцності матеріалу. Це забезпечує практично достатній запас міцності. Напрями векторів переміщень наведено на рис. 3.17. Максимальне переміщення дорівнює 0.124 м.

Площа поверхні куполу дорівнює 626.3 м^2 . При товщині 1 мм, маса надувної оболонки становить 902 кг.

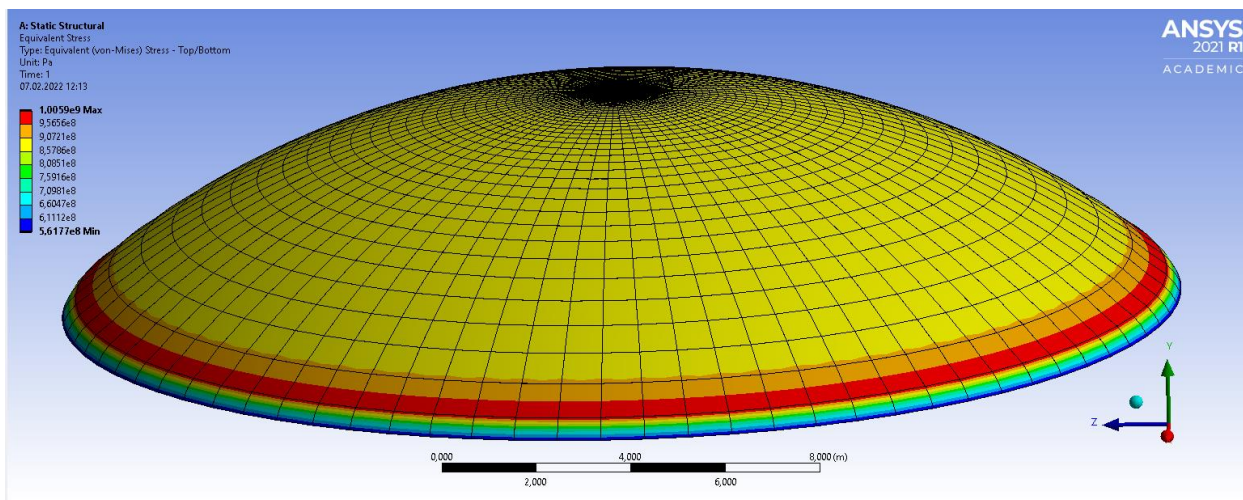


Рис. 3.16. Еквівалентні напруження за Мізесом.

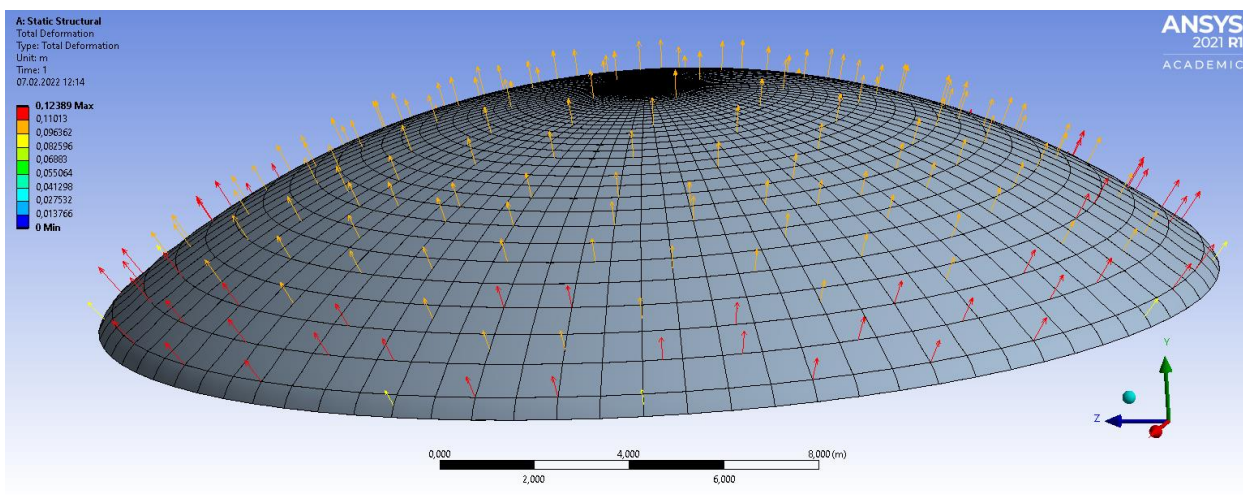


Рис. 3.17. Напрями векторів повних переміщень.

ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 3.

1. Визначено температурний стан житлового модулю місячної бази та проведена оцінка основних параметрів СЗТР. Наведено огляд основних параметрів місячного середовища та фізико-механічних властивостей місячного ґрунту (реголіту). Житловий модуль запропоновано виконати у вигляді простої іглу-подібної конструкції, що складається з жорсткої плити основи (спечений реголіт) та сферичного куполу (надувна оболонка, сплетена з високоміцних синтетичних волокон). Для захисту від радіації, мікрометеоритів та температурних перепадів купол укритий зверху шаром

реголіту, товщина якого складає 2 метра. Розглянуто три конструктивних варіанти житлового модулю: розміщений на поверхні, напівзаглиблений та розміщений під поверхнею. Обчислено розміри модулю, потрібні для екіпажу з 8 осіб.

2. Розроблено математичну модель теплового балансу місячної поверхні. За допомогою методу скінчених різниць досліджено процеси нестационарного поширення теплоти у місячному ґрунті. Одержані результати для добових коливань температури на поверхні та на глибині 1 метр добре узгоджуються з даними інших авторів. Це підтверджує високу точність запропонованої моделі теплового балансу місячної поверхні та правильність прийнятих значень теплофізичних властивостей реголіту. Зазначимо, що завдяки низькій теплопровідності реголіт забезпечує дуже швидке затухання теплових хвиль: відповідно до одержаних розв'язків, температура на поверхні Місяця змінюється впродовж доби від 115 К до 396 К, тоді як на глибині 1 метр температура є майже сталою і дорівнює 231 К.

3. Виконано чисельне моделювання нестационарного теплового стану житлового модулю за допомогою методу скінчених елементів у програмному комплексі ELCUT. Одержані результати свідчать, що захисний шар реголіту, яким укрита житловий модуль, забезпечує практично повну теплову ізоляцію. У будь-який час доби сумарний тепловий потік скеровано із житлового модулю до зовнішнього середовища, але тепловтрати є дуже незначними (від 146 Вт до 255 Вт в залежності від конструктивного варіанту модуля). При розрахунку теплової потужності СЗТР такими тепловтратами можна знехтувати.

4. Для точного обчислення надлишків теплоти житлового модулю необхідно знати енергоспоживання обладнання та приладів місячної бази. На основі аналізу потужностей систем енергопостачання та охолодження Міжнародної космічної станції, а також згідно з рекомендаціями інших авторів щодо концептуального проектування місячної бази, надлишки теплоти житлового модуля наближено оцінено у 10 кВт на одного члена екіпажу. Відмітимо, що при цьому надходження теплоти від людей приблизно у 35 разів менше, ніж очікувані надходження теплоти від обладнання. Таким чином, для екіпажу з 8 осіб СЗТР потрібна забезпечити охолодження житлового модулю з потужністю 80 кВт.

5. Принцип роботи СЗТР полягає в передачі надлишків теплоти житлового модуля до теплових радіаторів, розташованих на поверхні Місяця. Для цього може використовуватись система рідинного теплообміну; тип теплоносія підбирається в залежності від діапазону робочих температур. Теплові радіатори відводять надлишки теплоти у зовнішній космічний простір шляхом інфрачервоного випромінювання. Теплова потужність радіатора пропорційна четвертому ступеню абсолютної температури його поверхні. Тому може бути доцільним використання ТН, які дозволяють підвищити температуру радіатора і, таким чином, зменшити потрібну площу його поверхні. Зауважимо, що

енергія приводу ТН також переходить у теплоту, що створює додаткове навантаження на СЗТР і, в свою чергу, призводить до збільшення площі радіатору.

6. Складено математичну модель СЗТР та одержано аналітичні формули для потрібної площі теплових радіаторів в залежності від потужності СЗТР та режиму роботи (коефіцієнту перетворення енергії) ТН. Розглянуто два граничних режими роботи теплового радіатору: 1) радіатор під дією перпендикулярного сонячного випромінювання у полуденний час місячної доби та 2) радіатор із системою автоматичного повороту, яка відстежує положення Сонця та розвертає поверхню радіатору так, щоб уникнути надходжень теплоти від сонячного випромінювання. Для обох випадків визначено раціональні значення площі теплових радіаторів та потрібні потужності ТН. Зазначимо, що у другому випадку раціональним інженерним рішенням є не використовувати ТН та безпосередньо передавати теплоту від житлового модуля до радіатору.

7. Виконано чисельне моделювання напружено-деформованого стану куполу житлового модулю за допомогою методу скінчених елементів у програмному комплексі Ansys. Одержані результати свідчать, що використання надувної оболонки товщиною 1 мм, виготовленої з високоміцного матеріалу Kevlar 29, забезпечує трикратний запас міцності куполу за еквівалентними напруженнями за Мізесом. При цьому маса куполу складає 902 кг.

8. Результати роботи можуть використовуватись для наближених розрахунків СЗТР місячних поселень та оцінці їх основних технічних характеристик.

ПЕРЕЛІК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ ДО РОЗДІЛУ 3

1. Benaroya H. Lunar habitats: A brief overview of issues and concepts. *REACH – Reviews in Human Space Exploration*. V. 7–8, 2017, pp. 14–33.
2. Heiken G., Vaniman D., French B.M. Lunar sourcebook, a user's guide to the Moon. Cambridge: Cambridge University Press, 1991, 756 pp.
3. Mottaghi S., Benaroya H. Design of a lunar surface structure. I: Design configuration and thermal analysis. *Journal of Aerospace Engineering*. V.28, 2015, Article ID 04014052, 12 pp.
4. Zhang S., Wimmer-Schweingruber R. F., Yu J. et al. First measurements of the radiation dose on the lunar surface. *Science Advances*. V. 6, 2020, Article ID eaaz1334.
5. Слюта Е. Н. Физико-механические свойства лунного грунта (обзор). *Астрономический Вестник*. Т. 48, №5, 2014, С. 358–382.
6. Langseth M. G., Keihm S. J., Peters, K. Revised lunar heatflow values. In: D. C. Kinsler (eds) *Lunar and Planetary Science Conference Proceedings. SAO/NASA Astrophysics Data System*, V. 7, 1976, pp. 3143–3171.
7. Happel J. A. Indigenous materials for lunar construction. *Applied Mechanics Reviews*. V. 46, 1993, pp. 313–325.
8. Hobosyan M. A., Martirosyan K. S. Sintering of regolith by activated thermites: a novel approach for lunar in-situ resource utilization. *Lunar and Planetary Science Conference Proceedings. SAO/NASA Astrophysics Data System*, V. 43, 2012.
9. Roberts M. Inflatable habitation for the lunar base. In: W. W. Mendell (ed) *NASA Conferences Publication 3166. The 2nd Conference on Lunar Bases and Space Activities of the 21st Century*. V. 1., 1992, pp. 249–253.
10. Cassapakis C, Thomas M. Inflatable structures technology development overview. *Space Programs and Technologies Conference. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Huntsville (USA)*, 1995.
11. Haeuplik-Meusburger S, Ozdemir K. Deployable lunar habitation design. In: V. Badescu (ed) *Moon: Prospective Energy and Material Resources*. Berlin, Heidelberg: Springer, 2012, pp. 469–502.
12. Ruess F., Schaenzlin J., Benaroya H. Structural design of a lunar habitat. *Journal of Aerospace Engineering*. V. 19, 2006, pp. 133–157.
13. Benaroya H., Bernold L. Engineering of lunar bases. *Acta Astronautica*. V. 62, 2008, pp. 277–299.
14. Duke M. B. The lunar environment. In: P. Eckart (ed) *The Lunar Base Handbook: An Introduction to Lunar Base Design, Development, and Operations*. Space Technology Series, New York: McGraw-Hill Companies, 2006.

15. Ren H., Nie J., Jiaji D. et al. Lunar surface temperature and emissivity retrieval from Diviner lunar radiometer experiment sensor. *Earth and Space Science*. V. 8, 2021.
16. Simonsen L. C., Debarro M. J., Farmer J. T. Conceptual design of a lunar base thermal control system. In: W. W. Mendell (ed) *NASA Conferences Publication 3166. The 2nd Conference on Lunar Bases and Space Activities of the 21st Century*. V. 2., 1992, pp. 579–591.
17. Боженко М. Ф. Системи опалення, вентиляції і кондиціонування повітря будівель. Київ: КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2019, 380 с.
18. Garcia M. (ed) *International Space Station Facts and Figures*. NASA, 2021. <https://www.nasa.gov/feature/facts-and-figures>
19. Active Thermal Control System (ATCS) Overview. NASA, 2011. https://www.nasa.gov/pdf/473486main_iss_atcs_overview.pdf
20. Солодов А.В. Инженерный справочник по космической технике. Москва: Военное издательство МО СССР, 1977, 430 с.
21. NASA. Space Station Reference Configuration Description. JSC Publ. No. 19989, NASA Johnson Space Center, Houston, 1984, 786 pp.
22. Kevlar Properties. Technical Guide for Kevlar Aramid Fiber – DuPont, 2019. [Електронний ресурс] URL: <https://www.dupont.com/news/kevlar-properties.html>.

ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

1. Виконаний аналіз та систематизація конструктивних рішень житлових модулів та місячної бази з урахуванням вимог щодо забезпечення міцності, стійкості та довговічності в умовах Місячного середовища. Запропоновано геометричні параметри монолітних купольних корпусів місячних житлових модулів на 8, 10 та 12 членів екіпажу для побудови оболонок за технологією 3D-друку.

2. Систематизовано фізико-механічні характеристики місячної арматури з бетону та скловолокна на основі матеріалів місцевого походження для розрахунку на міцність та скінченно-елементного моделювання. За відомими методиками проектування залізобетонних конструкцій та за допомогою комерційного програмного забезпечення ЛПРА досліджено напружено-деформований стан оболонки-купола житлового модуля.

3. Встановлено конструктивні параметри куполів: для модуля з 8 членів екіпажу - товщина корпусу 240 мм з площею склопластикового армування $10,1 \text{ см}^2$; для модуля на 10 членів екіпажу - товщина оболонки 280 мм з площею армування $12,5 \text{ см}^2$. Для модуля на 12 членів екіпажу необхідно передбачити ребристий або Т-подібний перетин для забезпечення раціональної конструкції.

4. Систематизовано інженерно-технічні рішення автономного функціонування будівельних об'єктів місячної бази, які передбачають загальні заходи щодо життєзабезпечення.

5. Проведено теплофізичне моделювання житлового модулю місячної бази. Проаналізовано тепловий баланс на поверхні Місяця та поширення теплоти у місячному ґрунті. Визначено, що температура місячної поверхні змінюється у діапазоні від 115 К до 396 К. Завдяки низькій теплопровідності реголіту, добові теплові хвилі швидко затухають у товщі ґрунту. На глибині 1 метр температура є майже сталою і дорівнює 231 К. Шляхом чисельного моделювання визначено, як температурне поле ґрунту та тепловтрати житлового модуля змінюються у часі. Встановлено, що завдяки низькій теплопровідності реголіт забезпечує практично повну теплову ізоляцію житлового модулю.

Наукове видання

Савицький Микола
Шехоркіна Світлана
Бордун Марина
Данішевський Владислав
Нікіфорова Тетяна
Євсєєва Галина
Шатов Сергій
Адегов Олександр
Воробйов Віктор
Зінкевич Оксана
Ляховецька-Токарєва Марина
Конопляник Олександр
□Коваль Олена

Титюк Анатолій
Савицький Олександр
Шевченко Тетяна
Юрченко Євген
Гайдар Анастасія
Бондаренко Ольга
Лясота Олександр
Марченко Ігор
Савицький Андрій
Іншаков Валерій
Куліченко Наталія
□Страшко Віталій

АРХІТЕКТУРНО-КОНСТРУКТИВНІ ТА ІНЖЕНЕРНО-ТЕХНІЧНІ РІШЕННЯ ЖИТЛОВИХ МОДУЛІВ МІСЯЧНОЇ БАЗИ. ТОМ 2

Колективна монографія

*За загальною редакцією доктора технічних наук, професора
Миколи Савицького*

Редактори: Савицький М., Бордун М., Шехоркіна С.

Підп. до друку 28.12.2021, відп. до рішення Вченої ради ДВНЗ ПДАБА (Протокол № 7 від 28 грудня 2021 р.). Формат А4. Папір офсетний. Гарнітура Times New Roman. Друк офсетний. Ум. друк. арк. 14,9. Наклад 300 прим.
Зам. № 4876

Віддруковано ФОП Удовиченко О.М.
49080, м. Дніпро, вул. Донецьке Шосе, 15 кв.531. Тел.785-22-31
Свідоцтво про внесення суб'єкта видавничої справи до Державного
реєстру ДК №3660 від 28.12.2009