

**ЗАКОНОМІРНОСТІ ПРОЦЕСІВ ГІДРОДИНАМІКИ
І ТЕПЛООБМІНУ В УМОВАХ НИЗЬКОЇ ГРАВІТАЦІЇ
І ЇХ ВПЛИВ НА ПРОЕКТНІ ПАРАМЕТРИ СИСТЕМ
ПОДАЧІ ПАЛИВА ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ**

Об'єкт дослідження – гідродинамічні і теплові процеси в конструктивних елементах паливних систем в умовах низької або нульової гравітації.

Мета роботи – виявлення закономірностей процесів гідродинаміки і теплообміну в умовах низької гравітації та розробка на основі закономірностей, що виявлені, науково обґрунтованих методик математичного моделювання цих процесів в конструктивних елементах паливних систем КЛА.

Метод дослідження – математичне та фізичне моделювання реальних процесів.

1. МАТЕМАТИЧНІ МОДЕЛІ І ЧИСЕЛЬНІ РОЗРАХУНКИ ПРОЦЕСІВ ГІДРОДИНАМІКИ ТА ТЕПЛООБМІНУ В КОНСТРУКТИВНИХ ЕЛЕМЕНТАХ КОСМІЧНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ В УМОВАХ НИЗЬКОЇ ГРАВІТАЦІЇ

Процес вісесиметричної течії описується системою диференціальних рівнянь конвективного масообміну в змінних «завихреність-функція току-швидкість закручення-температура».

1. 1. Гідродинамічний і тепловий розрахунок трубопроводу з дросельною шайбою

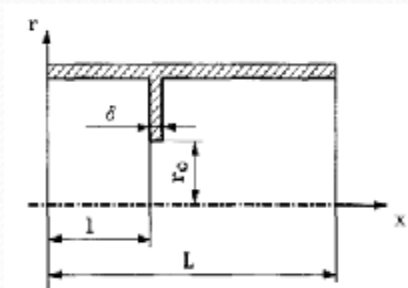


Рис. 1. Схема розрахункової ділянки обтікання дросельної шайби потоком рідини

1.2. Гідродинамічний і тепловий розрахунок течії палива з баку крізь зливний отвір

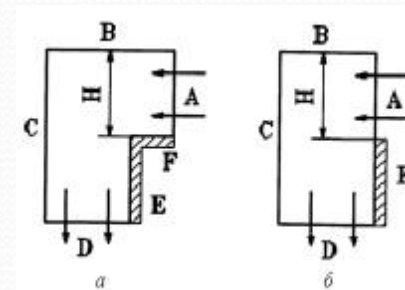


Рис. 2. Розрахункова ділянка задачі про злив палива з бака з обертанням (а) без обертання (б)

1.3. Гідродинамічний і тепловий розрахунок зливного трубопроводу з конструктивними елементами на етапі запуску двигунів КЛА зі стану низької гравітації

Рівняння Бернуллі:

$$P_{i-1} + \frac{\rho \cdot V_{i-1}^2}{2} = P_i + \frac{\rho \cdot V_i^2}{2} + \Delta P_{mp}$$

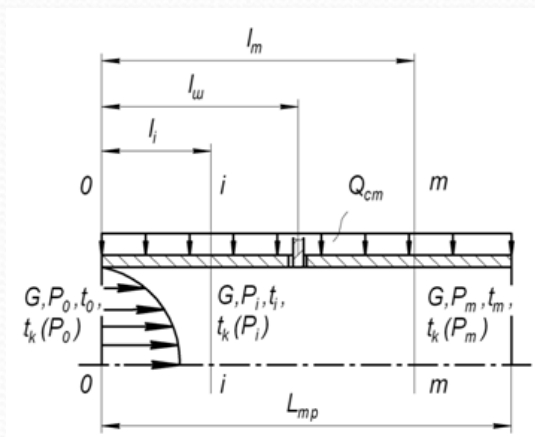


Рис. 3. Розрахункова схема втрат тиску в трубопроводі

Умова незакипання палива на і-тій ділянці:

$$\lambda \cdot (t_{ct} - t_i) \cdot l_i \cdot \pi \cdot D \geq \delta \cdot c \cdot G \cdot (t_i - t_k(P_i))$$

Висновки: для рідкого водню точка скипання пального із збільшенням діаметра трубопроводу зміщується до його кінця. Для випадку рідкого кисню зміна положення точки скипання палива по трубопроводі має зворотну тенденцію при зростанні діаметра трубопроводу.

2. ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ТЕМПЕРАТУРИ НА ІНТЕНСИВНІСТЬ ВИСИХАННЯ СІТЧАСТИХ ЕЛЕМЕНТІВ СИСТЕМИ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ СУЦІЛЬНОСТІ ПАЛИВА КОСМІЧНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

Математична модель

$$t = f(\Delta T, L, r_c, g, c_p, r, \rho, \sigma, \mu),$$

де t – час висихання СРФ, с;

$\Delta T = |T - T_k|$ – модуль різниці між температурою навколишнього середовища T і температурою кипіння рідини T_k при атмосферному тиску, $^{\circ}\text{C}$;

L – довжина зразка СРФ, м;

r_c – наведений радіус чарунок СРФ, м;

$g = \sin \alpha g_0$ – діюче масове прискорення, м/с^2 ;

α – кут між нормаллю до площини СРФ і вектором прискорення вільного падіння, град;

c_p – теплоємність модельної рідини при постійному тиску, $\text{дж}/(\text{кг}\cdot\text{К})$;

r – питома теплота пароутворення модельної рідини, $\text{дж}/\text{кг}$;

ρ – щільність рідини, $\text{кг}/\text{м}^3$;

σ – коефіцієнт поверхневого натягнення рідини, $\text{кг}/\text{с}^2$;

μ – коефіцієнт кінематичної в'язкості, $\text{кг}/(\text{м}\cdot\text{с})$.

$$\bar{t} = CCa^{\xi} \sin \alpha^{\beta} \bar{T}^{\gamma},$$

де $\bar{t} = t \sqrt{\frac{g_0}{L}}$ – безрозмірний час висихання СРФ при заданій температурі навколишнього середовища;

C, ξ, β, γ – емпірична постійна;

$Cz = \frac{\sigma r_c}{\mu^2}$ – аналог капілярного числа;

$\bar{T} = \frac{T_c}{r}$ – безрозмірна температура зовнішнього середовища.

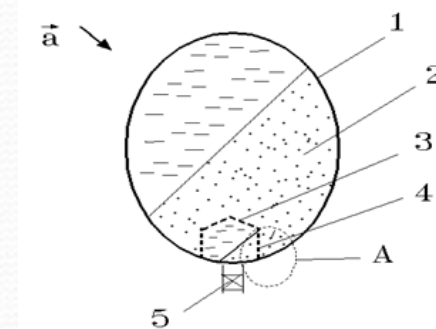


Рис. 4. Паливний бак КЛА із сітчастим ЗЗСП, що містить елемент СРФ, повністю занурений у газу фазу:

1 – стінка бака; 2 – газова фаза; 3 – сітчастий ЗЗСП; 4 – елемент СРФ, повністю занурений у газу фазу; 5 – зливна магістраль; А – ділянка ЗЗСП, що має тенденцію до висихання; $\vec{a}$ – зовнішнє масове прискорення

Експериментальна установка

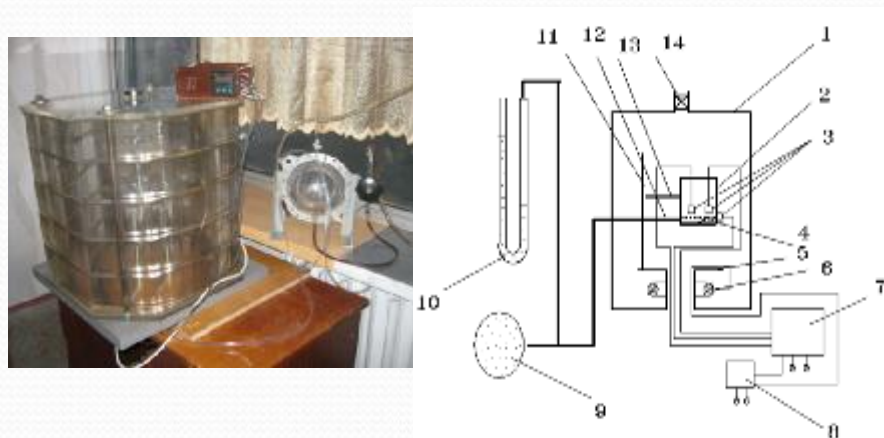


Рис. 5. Загальний вигляд та блок-схема експериментальної установки для дослідження впливу температурного поля на працездатність СРФ:

1 – термоізований контейнер; 2 – модель елемента бака із сітчастим ЗЗСП; 3 – датчики температури; 4 – модельна рідина; 5 – опорний стіл; 6 – нагрівач; 7 – контрольно-вимірювальний пристрій; 8 – температурне реле; 9 – блок створення надлишкового тиску під СРФ; 10 – диференціальний манометр; 11 – штатив; 12 – магістраль надлишкового тиску під СРФ; 13 – пристрій для зміни кута нахилу моделі; 14 – штуцер зв'язку внутрішньої порожнини контейнера із зовнішнім середовищем

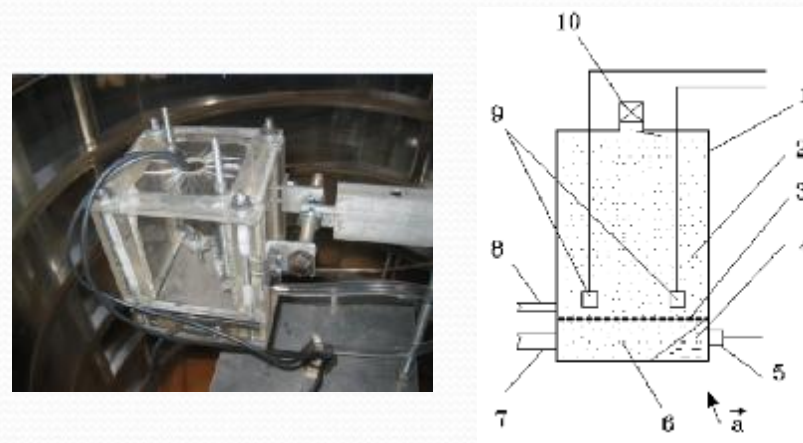


Рис. 6. Загальний вигляд та блок-схема експериментальної моделі із СРФ:

1 – стінка моделі; 2 – зовнішня порожнина, заповнена газовою фазою; 3 – СРФ; 4 – модельна рідина; 5 – настінний датчик температури; 6 – внутрішня порожнина заповнена газовою фазою; 7 – магістраль надлишкового тиску; 8 – магістраль змочування поверхні СРФ модельною рідиною; 9 – повітряний датчик температури; 10 – штуцер

РЕЗУЛЬТАТИ ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНИХ ДОСЛІДЖЕНЬ

Експериментальні дослідження проводилися на модельній рідині 4-х хлористий вуглець, що найбільш близький за властивостями до криогенних компонентів палива.

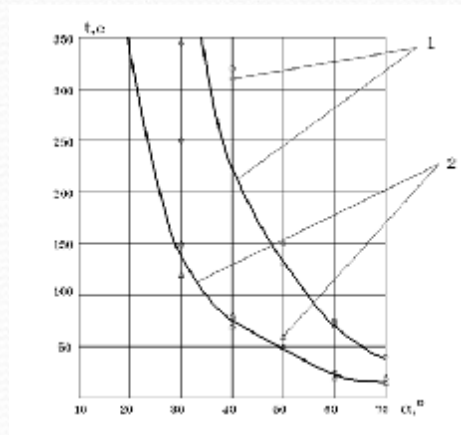


Рис. 7. Залежність часу висихання СРФ t від кута нахилу його поверхні α :

1 – емпіричні данні та апроксимуюча крива для рівня температури зовнішнього середовища $T=30^\circ C$; 2 – емпіричні данні та апроксимуюча крива для рівня температури зовнішнього середовища $T=40^\circ C$

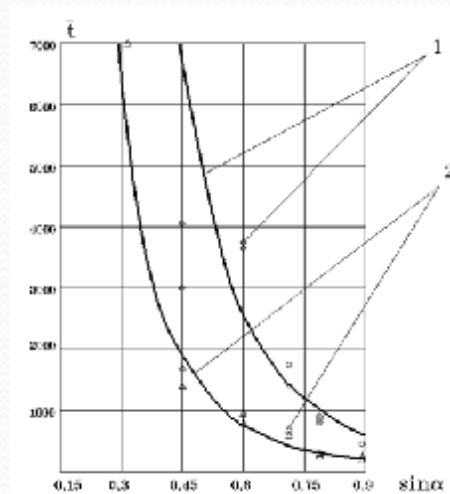


Рис. 8. Залежність безрозмірного часу висихання СРФ від параметра $\sin \alpha$:

1 – емпіричні данні та апроксимуюча крива для рівня температури зовнішнього середовища $T=30^\circ C$; 2 – емпіричні данні та апроксимуюча крива для рівня температури зовнішнього середовища $T=40^\circ C$

ОСНОВНІ НАУКОВІ РЕЗУЛЬТАТИ

Розроблений комплексний метод оцінки впливу гідродинамічних і теплообмінних процесів в умовах низької гравітації на проектні параметри систем подачі палива КЛА.

Розроблені математичні моделі та проведені чисельні розрахунки процесів гідродинаміки та теплообміну в конструктивних елементах космічних літальних апаратів.

Розроблена експериментальна установка і методика проведення експериментальних досліджень впливу температурного поля на працездатність сітчастих систем забезпечення суцільності палива космічних літальних апаратів.

На основі отриманих експериментальних даних розроблена інженерна методика терміну висихання сітчастих систем забезпечення суцільності палива в залежності від проектних параметрів їх сітчастих елементів, напрямку дії зовнішнього масового прискорення та фізичних властивостей компонентів палива.

Отримана математична модель та розроблений алгоритм і програмний комплекс спільного гідродинамічного і теплового розрахунку рідинних систем терморегулювання. Проведений тепло-гідродинамічний розрахунок блоку корисного вантажу ракетносія „Зеніт”.

На основі отриманих результатів теоретичних і експериментальних досліджень зроблені рекомендації з вибору проектних параметрів системи подачі палива КЛА.

Результати можуть бути використані при розробці і удосконаленні систем подачі палива та систем терморегулювання в авіа- і ракетобудуванні.