

*С.О. Давидов, М.О. Катренко, А.В. Давидова, А.А. Чуприна  
(Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, Україна)*

## **Особливості функціонування систем забезпечення суцільності палива при повторному запуску двигунів космічних літальних апаратів**

*Запропонована розрахункова модель для теоретичного аналізу поведінки газових пузирів на робочій поверхні системи забезпечення суцільності палива сітчастого типу на етапі повторного запуску маршових двигунів космічних літальних апаратів*

### **Вступ**

В умовах орбітального руху космічного літального апарату (КЛА) компоненти рідкого палива, знаходячись в умовах практичної невагомості, змішуються довільним образом з газом наддуву в порожнині паливних баків. Програма польоту більшості сучасних КЛА передбачає повторне включення маршових двигунів в умовах руху по пасивній ділянці траєкторії. Успішний запуск двигунів КЛА передбачає відсутність газових пузирів в магістралі подачі палива в камери згоряння двигунів. Але в умовах невагомості газ наддуву може знаходитись поблизу зливного отвору і блокувати переміщення компонентів палива з бака в зливну магістраль на етапі повторного запуску двигунів.

Для вирішення цієї проблеми успішно використовуються спеціальні системи забезпечення суцільності палива (СЗСП). Ці системи повинні виключати можливість потрапляння газу наддуву з порожнини баку у зливну магістраль до моменту повного спорожнення баку. У теперішній час відомі СЗСП механічного типу (еластичні мішки, мембрани, сільфони) [3], інерційного типу (лінійні та центробіжні прискорювачі) [1], капілярного типу (металеві сітки, перфоровані пластини) [2,4]. Вибір того чи іншого типу СЗСП залежить від умов експлуатації КЛА, його призначення.

В цій роботі приділяється увага особливостям функціонування комбінованої СЗСП, яка об'єднує інерційне передпускове осадження палива до зливного отвору з використанням лінійних прискорювачів та сітчастих розділювачів фаз (СРФ). Для повторного запуску двигунів КЛА створюється лінійне передпускове прискорення за допомогою додаткових двигунів малої тяги. В наслідок цього паливо осаджується до зливного отвору, а газ наддуву переміщується у протилежному напрямі [1]. Сітчасті розділювачі фаз закривають зливний отвір і перешкоджають потраплянню в нього газових пузирів як на етапі орбітального польоту, так і на етапі запуску маршових двигунів.

Компоненти палива що переміщуються з баку в зливну магістраль можуть містити газові пузири різного розміру. Ці пузири будуть осаджуватися на поверхні СРФ і знаходитися там певний проміжок часу. При цьому, в залежності від динамічних умов вони будуть рухатися по поверхні СРФ, або залишатись на одному місці. Саме цьому питанню присвячена ця робота.

## Розрахункова модель та отримані результати

Схематично положення палива в баку на момент повторного запуску маршового двигуна показано на рис.1.

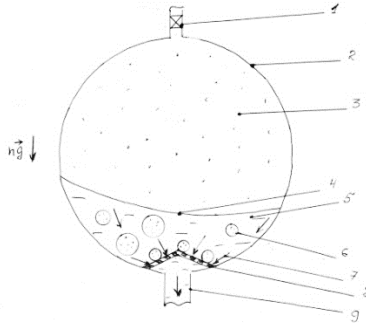


Рис.1. Положення палива в баку у момент запуску двигунів:

1 – дренажний отвір; 2- стінка баку; 3 – газова подушка; 4 - вільна поверхня палива; 5 – паливо; 6 – газовий пузир; 7 – напрям руху палива; 8 – сітчастий розділювач фаз; 9 – зливна магістраль.

При побудові математичної моделі процесу розглянемо елемент поверхні СРФ на якому розташований газовий пузир. На рис.2 зображений цей елемент СРФ. Він розміщений під кутом  $\alpha$  до поперечної осі бака. На поверхні СРФ знаходиться газовий пузир, приведений радіус якого дорівнює  $R$ . Потік палива набігає на пузир з середньою швидкістю  $V$  уздовж поперечної осі бака, в напрямі якої діє також масове прискорення  $n\vec{g}$ . Вибір напрямку осей декартової системи координат показаний на рис.4 (система  $XOY$ ).

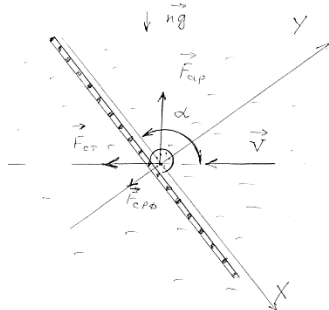


Рис.2. Елемент поверхні СРФ с газовим пузирем у потоці палива:

$\vec{F}_m$  - сила Архімеда;  $\vec{F}_c$  - сила Стокса;  $\vec{F}_{срф}$  - сила прилипання газопузиря до поверхні СРФ;  $\alpha$  - кут нахилу поверхні СРФ до поперечної осі бака.

Розглянемо випадок, коли нормальна компонента сили Архімеда прагне відвернути пазир від поверхні СРФ. Далі передбачається, що вектор швидкості потоку рідини, що набігає на пазир, перпендикулярний поверхні СРФ. Для випадку подачі палива з бака в зливну магістраль реалізований саме цей варіант напрямку швидкості. Крім того, передбачається, що область контакту пазира з поверхнею СРФ дорівнює її площі середньої перетину. При цьому рівняння балансу сил на осі ОХ, що визначає динаміку пазира на поверхні СРФ, будуть мати вигляд:

$$\frac{4}{3} \pi R^3 \rho n g \cos(\alpha) + 6 \pi R \mu V + \pi R^2 \left( \beta + \frac{\gamma}{\text{Re}_c} \right) \frac{\rho V^2}{2} = \frac{4}{3} \pi R^3 \rho n g \sin(\alpha), \quad (1)$$

де  $R$  – приведений радіус пазира, м;  $\rho$  – щільність палива, кг/м<sup>3</sup>;  $n$  – коефіцієнт масового переважання;  $\mu$  – коефіцієнт динамічної в'язкості палива, кг/м·с;  $\beta, \gamma$  – емпіричні коефіцієнти;  $\text{Re}_c = \frac{\rho r_c V_y}{\mu}$  – число Рейнольдса потоку рідини, що набігає на пазир;  $V_y$  – проекція вектора швидкості потоку рідини на осі ОУ, м/с;  $r_c$  – приведений радіус вічок СРФ, м;  $V = |\vec{V}|$  – модуль середньої швидкості потоку рідини, м/с.

Після переходу до безрозмірних комплексів і елементарних перетворювань будемо мати наступне рівняння

$$\alpha_{sp} = \frac{\pi}{4} - \arcsin\left(-\left(3,2 + 0,27 \frac{\gamma}{\bar{r}_c}\right) \frac{Fr}{\text{Re}} - 0,27 \beta Fr\right), \quad (2)$$

де  $Fr = \frac{V^2}{ngR}$  – число Фруда;  $\text{Re} = \frac{RV\mu}{\rho}$  – число Рейнольдса для потоку рідини,

що набігає;  $\bar{r}_c = \frac{r_c}{R}$  – відносний розмір вічка СРФ.

Це рівня визначає критичний кут нахилу поверхні СРФ до поперечної вісі бака  $\alpha_{sp}$ , при перевищенні якого буде спостерігатись переміщення пазира по поверхні СРФ.

За допомогою рівняння (2) були проведені відповідні розрахунки для СРФ з відносним радіусом вічок  $\bar{r}_c$  [0,0015;0,1]. Для обраного діапазону  $\bar{r}_c$  рівняння (2) можна спростити:

$$\alpha_{sp} = \frac{\pi}{4} - \arcsin\left(-\left(\frac{5,9}{\text{Re}_c} + 0,04\right) Fr\right), \quad (3)$$

де  $\text{Re}_c = \frac{r_c V}{\nu}$ .

За допомогою рівняння (3) були проведені відповідні розрахунки результати яких наведені у таблиці.

Таблиця 1

Результати розрахунку критичного кута нахилу поверхні СРФ  $\alpha_{кр}$  до поперечної осі бака

Число Фруда, Fr	Число Рейнольдса, Re <sub>c</sub>		
	1,5	3	6
0.05	56.5	50.8	47.9
0.10	68.4	56.9	50.9
0.15	81.6	62.5	53.8
0.20	97.6	68.7	56.8
0.25	128.4	75.1	59.8
0.30	-	82.0	62.9
0.35	-	89.6	66.0
0.40	-	98.4	69.2
0.45	-	109.6	72.4
0.50	-	-	75.8
0.55	-	-	79.7
0.60	-	-	82.9
0.65	-	-	86.7
0.70	-	-	90.8
0.75	-	-	95.1
0.80	-	-	100.0
0.85	-	-	105.5
0.90	-	-	112.1
0.95	-	-	121.5

Як свідчить наведена вище табл.1, критичне значення кута нахилу  $\alpha_{кр}$  СРФ істотно залежить від числа Рейнольдса. При його зростанні знижується перепад тиску на СРФ. Стійкість пузиря на поверхні СРФ зростає разом з ростом швидкості потоку що набігає, тобто зі збільшенням числа Фруда.

### Висновки

За допомогою теоретичного аналізу поведінки газових пузирів на робочій поверхні СЗСП сітчастого типу при повторному запуску маршових двигунів КЛА отримані значення критичного кута нахилу поверхні СЗСП до поперечної осі бака при перевищенні якого повинен спостерігатись рух газових пузирів по сітчастій поверхні. Запропонована методика розрахунку дозволяє визначити таку геометрію СЗСП, при якій зменшується рівень «забруднення» поверхні СРФ газовими пузирями на етапі повторного запуску двигунів КЛА.

### Список літератури

1. Бабійчук Я.О. Расчетно-экспериментальный метод исследования осаждения топлива в баке перед повторными включениями маршевого двигателя / Я.О. Бабійчук, Д.С. Назаренко, И.В. Седых // Технічна механіка - Дніпро, 2019. – Вип. № 2. – С. 39- 47.

2. Капиллярные системы отбора жидкости из баков космических летательных аппаратов / Багров В.В., Курпатенков А.В., Поляев В.М. и др.; под ред. В.М. Поляева. – М.: УНПЦ «ЭНЕРГОМАШ», 1997. – 328 с.

3. Полухин Д.А. Отработка пневмогидравлических систем двигательных установок ракетносителей и космических аппаратов с ЖРД / Д.А. Полухин, В.М. Орешенко, В.А. Морозов. – М.: Машиностроение, 1987. – 248с.

4. Седых И.В. Экспериментальное подтверждение работоспособности капиллярного заборного устройства при отделении космического аппарата. / Седых И.В., Смоленский Д.Э. // Механика гироскопических систем. № 33, 2017. С. 105 –114.