



УДК 621.822.173

АНАЛІЗ РОБОЧОГО ЦИКЛУ ПАЛИВНОГО ШЕСТЕРНОГО НАСОСУ З ЗАСТОСУВАННЯМ СТРУМИННОГО НАСОСУ В ЯКОСТІ СТУПЕНЯ ПІДКАЧУВАННЯ

І. Романенко, О. Білогуб

*Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»*

Проектування шестерних насосів виконується для одного режиму, і найчастіше це режим з мінімальною частотою обертання і високим рівнем споживання. Для газотурбінних двигунів це наземний режим, на якому літак працює декілька хвилин від усього польотного циклу. На інших режимах продуктивність насоса є надлишковою, сягаючи більш ніж двократного значення відносно потрібної для деяких режимів. Через надлишкову продуктивність для узгодження роботи двигуна і насоса застосовують переливні клапани. Такий підхід є класичним рішенням, але зумовлює додаткові механічні втрати і, як результат, знижує ефективність використання насосного комплексу на протязі польоту. Звісно, виникає потреба знаходження інших засобів узгодження продуктивності насоса з потрібною витратою палива двигуна. Тому проведено аналіз можливості покращення ефективності насосного комплексу в рамках класичної схеми коробки приводів за рахунок заміни переливного клапану на струминний насос. Для дослідження впливу струминного насоса на робочий цикл паливного шестерного насоса розглянуто прототип [1, 2], який є основним паливним насосом високого тиску двигуна транспортного літака, типовий польотний цикл якого [3] використано для аналізу робочого циклу насоса.

Відповідно до польотного циклу [3] і параметрів прототипу [2], виконано розрахунки для визначення продуктивності насоса в залежності від режиму роботи двигуна. Виявлено, що на режимі земного малого газу (ЗМГ) найменша різниця між потрібною продуктивністю та продуктивністю насоса становить 8%, а найбільша – 79% на макс. тривалому. Така різниця утворюється через пряму залежність частоти обертання насоса від частоти обертання ротора двигуна, що приводить до розбалансування потреб двигуна і обертів насосу. Але, якщо додати до аналізу ще й часову складову, то ситуація з розбалансуванням буде виглядати ще більш разючою. На максимальному тривалому режимі літак працює 168 хв, при цьому маючи розбалансування між продуктивністю насоса та потребами двигуна на рівні 79%, а на режимі з найменшим розбалансуванням двигун працює всього 9 хвилин.

Узгоджують режими зазвичай за допомогою переливного клапану, що зазвичай входить до насосного комплексу. Надлишкова частина палива переливається з виходу насоса на вхід [2] і частина енергії приводу перетворюється в теплову.

Головними позитивними рисами цієї традиційної схеми є її простота і вживаність на сучасних газотурбінних двигунах (ГТД), де паливний насос має



привід від коробки приводів і жорстко прив'язаний до обертів ротора, але це створює додаткові витрати енергії та знижує ефективність насосного комплексу.

«Ідеальним» рішенням є роз'єднання привода насоса і ротора двигуна [4]. Для цього застосовують в якості привода електродвигун. Недоліком такого рішення є додаткова маса електродвигуна, складніша система керування насоса, але на противагу цьому можна отримати повну відповідність між потрібною та наявною продуктивністю.

Компромісним рішенням, із застосуванням традиційного приводу, є використання струминного насоса замість переливного клапана (рис. 1, 2).

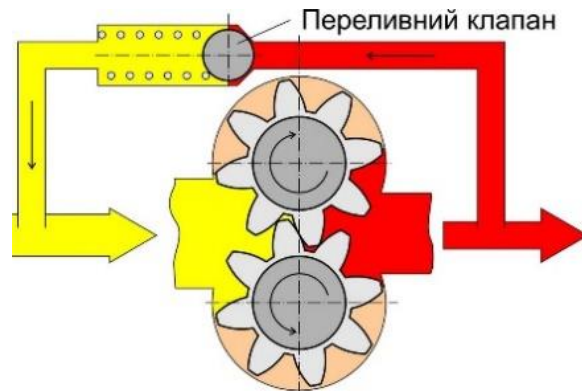


Рис. 1 – Схема з використанням переливного клапана

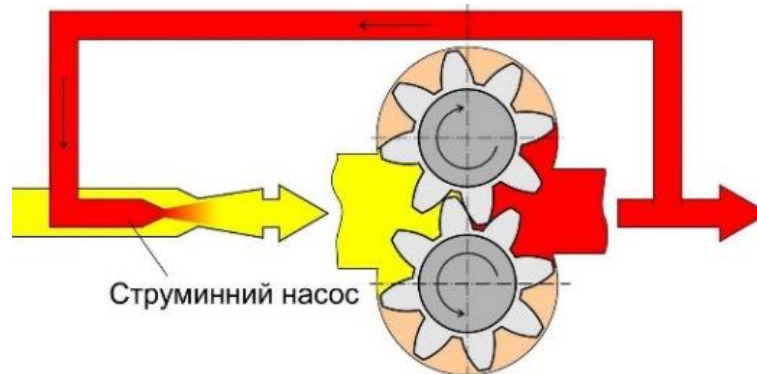


Рис. 2 – Схема з використанням струминного насоса

Основною перевагою цієї схеми є збільшення ефективності робочого циклу насоса та насосного комплексу в цілому, а також збільшення тиску на вході до насоса. Але і недолік теж є – це збільшення габаритів порівняно зі схемою з переливним клапаном.

Наведені вище особливості використання шестеренних насосів у паливних системах ГТД і можливості, пов'язані з використанням схеми зі струминним насосом зумовлюють необхідність дослідження ефективності застосування такої схеми.

В проектному розрахунку першочергово розглянуто відносні характеристики підвищення тиску та ефективності. Геометричні і режимні граничні умови прийнято з урахуванням переливу пального відносно узагальненого польотного циклу. Отримані характеристики взято за основу при виборі геометричних співвідношень струминного насоса для режимів з найвищими показниками підвищення тиску та ефективності. На підставі цих результатів отримано геометричні розміри основних перерізів та значення



підвищення тиску на виході зі струминного насоса. Виходячи з даних щодо підвищення тиску перед шестеренним насосом, отримано відносну характеристику зниження споживаної потужності на валу цього насоса.

За результатами проектувального розрахунку із використанням характеристик струминного насоса виконано розрахунок і аналіз ефективності застосування запропонованої схеми.

Виявлено, що застосування струминного насоса дозволяє із використанням класичної коробки приводів без додаткових ускладнень конструкції підвищити ефективність насосного комплексу до 50 % без урахування вторинних економічних чинників, що можуть значно перевищити первинні.

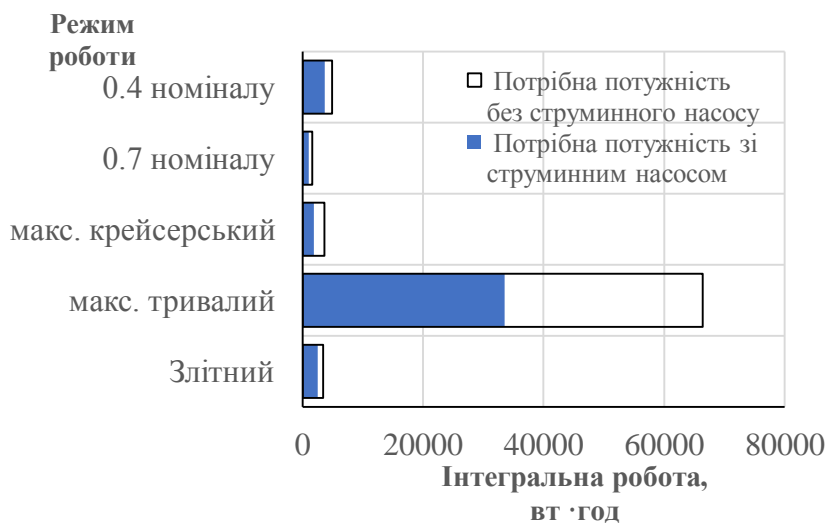


Рис. 3 – Інтегральна робота на приведення насоса на відповідному режимі з використанням струминного насоса та без нього

Перелік використаної літератури

1. Романенко, І. С. Аналіз особливостей моделювання процесів в топливних шестеренних насосах ГТД [Текст] / І. С. Романенко, О. В. Білогуб // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2020. – № 7. – С. 24-30. DOI: 10.32620/aktt.2020.7.04.

2. Працездатність підшипників ковзання як опор шестерень основного паливного насосу ГТД [Текст] / О. В. Білогуб, І. С. Романенко, О. В. Гудошник, С. О. Тристан // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2021. — № 2. – С. 52-58. DOI: 10.32620/aktt.2021.2.06

3. Марценюк, Є. В. Моделювання нестационарного термонапруженого стану елементів ГТД [Текст] / Є. В. Марценюк. – Харків : Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського "Харків. авіац. ін-т", 2022. – 88 с.

5. Architecture of Distributed Control System for Gearbox-Free More Electric Turbofan Engine [Text] / V. Popov, S. Yepifanov, Y. Kononykhyn, A. Tsaglov. – Aerospace. – 2021. – Vol. 8, iss. 11. – Article no. 316. DOI: 10.3390/aerospace8110316.