ISSN 1727-7337 (print)
ISSN 2663-2217 (online)

УДК 621.452.3.043.02.017 **doi: 10.32620/aktt.2023.2.04**

І. С. РОМАНЕНКО, О. В. БІЛОГУБ

Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна

ПІДВИЩЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ РОБОЧОГО ЦИКЛУ ПАЛИВНОГО ШЕСТЕРНОГО НАСОСА ВИСОКОГО ТИСКУ ЗА РАХУНОК ВИКОРИСТАННЯ СТРУМИННОГО НАСОСА В ЯКОСТІ СТУПЕНЯ ПІДКАЧУВАННЯ

У статті наведено аналіз можливості підвищення ефективності робочого циклу шестерного насоса за рахунок використання струминного насоса в якості ступені підкачки. 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. У роботі проведено аналіз можливості покращення ефективності насосного комплексу в рамках класичної схеми коробки приводів за рахунок заміни переливного клапану на струминний насос.

У вступній частині проведено аналіз узагальненого польотного циклу транспортного літака, за результатами якого виокремлено режими, на яких виконано проектувальні розрахунки струминного насоса.

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.

Враховуючи в аналізі рівень переливання та час роботи на режимах, застосування струминного насоса дозволить заощадити близько 50 % підведеної енергії. підвищення тиску на вході до насоса також зменшить зношування підшипників, збільшить кавітаційну стійкість та зменшить зношуваність від кавітаційної ерозії.

Ключові слова: *газотурбінний двигун; паливний насос; шестерний насос; струминний насос; польотний цикл; переливний клапан; ступінь підкачування.*

Вступ

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. У спрощеному вигляді на рис. 1 показана характеристика змінення режиму за часом польоту.

Відповідно до польотного циклу (див. рис. 1) і параметрів прототипу [2], виконано розрахунки для визначення продуктивності насоса в залежності від режиму роботи двигуна. Результати наведено на рис. 2, 3).

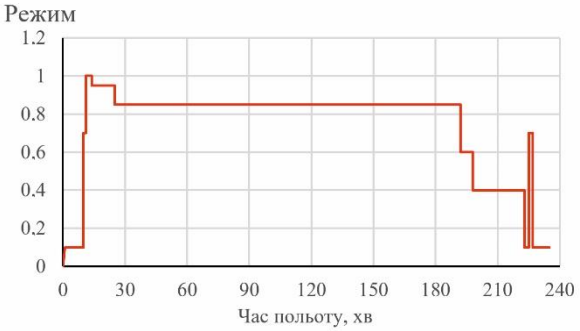

Рис. 1. Узагальнений польотний цикл транспортного літака (спрощений вигляд) [3]

© І. С. Романенко, О. В. Білогуб, 2023

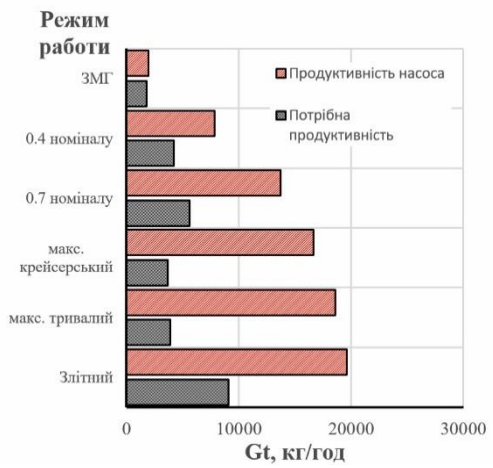

Рис. 2. Порівняльна діаграма потрібної витрати палива для двигуна та продуктивності насоса в залежності від режиму роботи

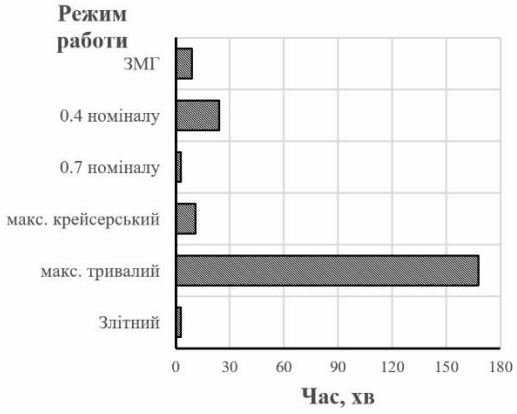

Рис. 3. Тривалість роботи на режимах

З наведених діаграм видно, 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. Так, на рис. 3 показано, що літак працює на максимальному тривалому режимі 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 (рис. 4). 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 двигунів (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. 5).

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.

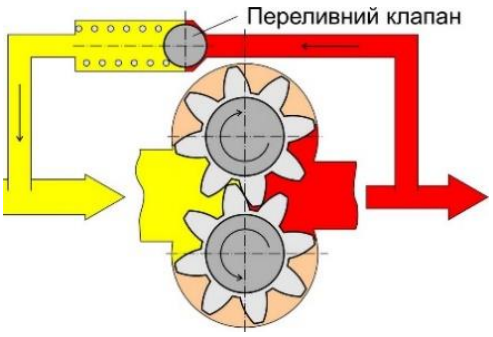

Рис. 4. Схема з використанням переливного клапана

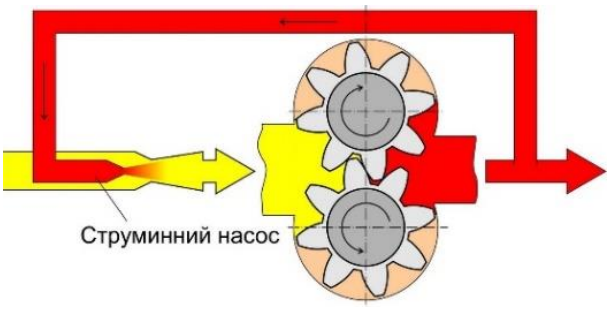

Рис. 5. Схема з використанням струминного насоса

ISSN 1727-7337 (print)
ISSN 2663-2217 (online)

Визначення характеристик струминного насоса

Задача струминного насоса, в нашому випадку – підвищити тиск на вході в основний паливний насос, за рахунок переливу надлишкового палива високого тиску та змішування його з паливом низького тиску. При цьому необхідно досягнути мінімальних втрат підведеної енергії.

Параметрами що характеризують робочий цикл, для струминних насосів, є співвідношення площі сопла каналу високого тиску A_n до площі зони змішування A_m, та витрати через канал низького Q_S та високого тиску Q_M (рис. 6).

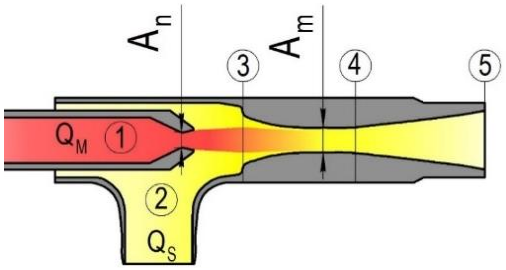

Рис. 6. Основні елементи струминного насоса

Характеристику продуктивності струминного насоса можна виразити через рівняння, що пов'язує відношення тисків N з відношеннями площ, щільностей і витрат потоків [5, 6]:

$$N(M,\,R)=\frac{2R+\dfrac{2CM^2R^2}{1-R}-R^2(1+CM)(1+M)(1+K_m+K_d)-\dfrac{CM^2R^2}{(1-R)^2}(1+K_S)}{(1+K_p)-2R-\dfrac{2CM^2R^2}{1-R}+R^2(1+CM)(1+K_m+K_d)}, \quad (1)$$

де C – відношення щільностей потоків S і M;

R – відношення площ перерізів A_n і A_m;

M – відношення витрат Q_S і Q_M;

K_p – коефіцієнт втрат первинного сопла (0.04…0.06) [5];

K_S – коефіцієнт втрат на вході в насос (0.04…0.06) [5];

K_m – коефіцієнт втрат у камері змішування (0.2…0.1) [5];

K_d – коефіцієнт втрат у дифузорі (0.2…0.15) [5].

Коефіцієнт корисної дії струминного насоса визначається як [7, 8]

$$\eta(M,\,R)=M\cdot N(M,\,R). \quad (2)$$

Для отримання характеристики насоса виконано ряд розрахунків при різних значеннях відношення площ R. Даний підхід дозволяє оцінити межі конструктивного рішення відносно узагальненого польотного циклу. Так, значення відношення витрат обмежено в діапазоні між 0.1 (близько до 0.4 номіналу) та 1.3 (близько до максимального крейсерського режиму). На рис. 7, 8 наведено залежності відношення тисків N та ККД η від відношення витрат M струминного насоса для різних відношень площ R. Значення відношень площ Значення відношення площ R також обмежено виходячи з того, що графіки N та η мали б перетинати хоч одну лінію, що характеризує режим роботи двигуна. Такі лінії на рис. 7, 8 представлені як вертикальні прямі відношення витрат на характерних режимах. Виходячи з цього R знаходиться в діапазоні від 0.1 до 0.4.

В таблиці 1 наведено дані для розрахунку. Режим земного малого газу виключено з розрахунку через незначну величину переливання.

Таблиця 1

Робочі параметри двигуна-прототипу

Режим	Час польоту, хв	Частота обертання ротору високого тиску, об/хв	Продуктивність насосу кг/год	Потреби двигуна з урахуванням втрат, кг/год
Злітний	3	8000	19589	9088
макс. тривалий	168	7600	18610	3889
макс. крейсерський	11	6800	16651	3650
0.7 номіналу	3	5600	13713	5594
0.4 номіналу	24	3200	7836	4198
ЗМГ	9	800	1959	1804

Діапазон значень параметрів, обраний для аналізу характеристики на відповідних режимах, виділено еліпсами червоного кольору (рис. 7, рис. 8). Виходячи з отриманих характеристик (див. рис. 7, рис. 8), на злітному режимі найкращу ефективність

та найвище значення відношення тиску можна отримати при R = 0.3. На режимі 0.7 номіналу кращу ефективність забезпечують відношення тиску R = 0.35, і близьке до нього при R = 0.35. На режимі 0.4 номіналу найвище значення відношення тиску та ефективності відповідає R = 0.25. На макс. крейсерському та макс. тривалому режимі найкращі значення ефективності реалізуються при R = 0.4.

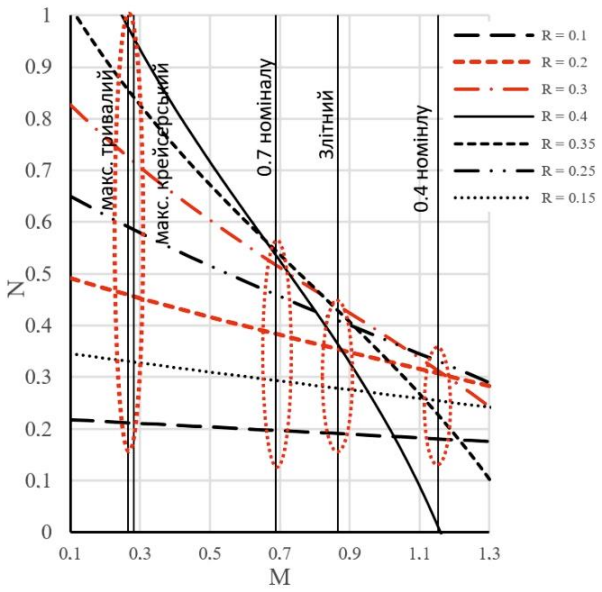

Рис. 7. Залежності відношення тисків N від відношення витрат M для різних значень відношень площ R

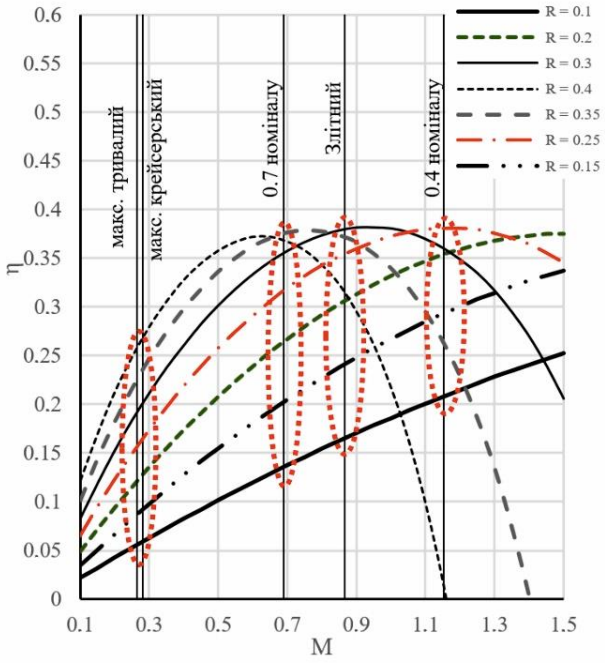

Рис. 8. Ефективність насоса в залежності від відношення витрат M, для різних значень відношень площ R

Отже, для 0.4 номіналу можна задатись умовою, що R = 0.25, для всіх інших режимів оптимальним є значення R = 0.4. Для розрахунку площі перерізу та тиску на виході зі струминного насосу ці значення будуть застосовуватись на відповідних режимах.

Наступним кроком у аналізі ефективності конструктивної схеми є визначення тиску за насосом (рис. 9) [5].

$$P_5(M, R, P_1, P_2) = \frac{N(M, R)\cdot P_1 + P_2}{N(M, R)+1}. \qquad (3)$$

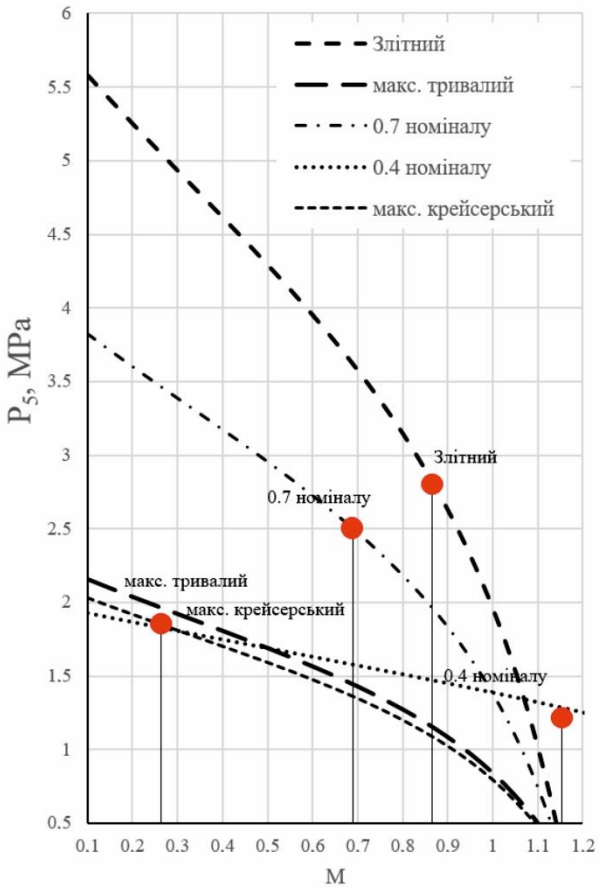

Рис. 9. Залежність тисків на вході до шестерного насоса від відношення витрат M для обраного оптимального значення відношень площ R

Характеристика змінення тиску за струминним насосом показує, що застосування ступеня підкачування у вигляді струминного насосу дозволить значно підвищити тиск на вході в шестеренний насос. Так, наприклад, на режимі з найбільшою частотою обертання можна досягнути підвищення тиску аж до 2.8 МПа. Таке зростання перепаду тиску позитивно вплине на ресурс підшипників та інтенсивність кавітації в зоні зчеплення [9]. На максимальному тривалому режимі

ISSN 1727-7337 (print)
ISSN 2663-2217 (online)

дане рішення дозволить збільшити тиск до 1.85 МПа, що менше ніж для злітного. Кращий результат з підвищення тиску досягається на режимах 0.7 номіналу і становить 2.5 МПа. Мінімальний приріст отримаємо на режимі 0.4 номіналу 1.2 МПа. Але, якщо врахувати ще і часову складову, то загальне заощадження енергії буде майже досить суттєвим. Для перевірки цього судження виконано розрахунок заощадження енергії на кожному з режимів за весь польотний цикл.

$$W_{gear}\left(P_1, P_2, G_T, t\right) = \left(P_1 - P_2\right)\left(t\frac{G_T}{\rho}\right); \quad (4)$$

$$dW\left(M, R, P_1, P_2, G_T, t\right) = \left(P_5\left(M, R, P_1, P_2\right) - P_2\right)\cdot\left(t\frac{G_T}{\rho}\right); \quad (5)$$

$$W_{jet} = W_{gear}\left(P_1, P_2, G_T, t\right) - dW\left(M, R, P_1, P_2, G_T, t\right), \quad (6)$$

де W_{gear} – інтегральна потрібна робота на валу насоса без застосування струминного насосу, Вт·год; dW – зменшення інтегральної потрібної роботи на валу шестеренного насоса при застосуванні струминного насоса, Вт·год; W_{jet} – інтегральна потрібна робота на валу шестеренного насоса при застосуванні струминного насоса, Вт·год; G_T– витрата пального на відповідному режимі, кг/год; t – час роботи на режимі, год.

Таблиця 2

Інтегральна потрібна потужність приведення насоса на відповідному режимі з використанням струминного насоса та без нього

Режим	W_{gear}, Вт·год	W_{jet}, Вт·год	dW, Вт·год	dW,%
Злітний	3434	916	2518	27
макс. тривалий	66366	32804	33562	49
макс. крейсерський	3648	1783	1864	49
0.7 номіналу	1619	564	1055	35
0.4 номіналу	4900	1217	3683	25

Базуючись на результатах, наведених на рис. 10 і у табл. 2, можемо відмітити що на максимально тривалому та максимально крейсерському споживання зменшується на 49 %. На злітному та 0.4 номіналу споживання зменшується на 25 та 27 % відповідно. Фактичну інтегральну економію, у вигляді підведеної роботи, можемо узагальнити на рівні 47 %. Але щоб оцінити всі економічні зиски від цієї конструктивної схеми, треба брати до уваги змінення умов роботи основних елементів вузла. Тому застосування струминного насосу дозволяє, використовуючи класичну коробку приводів без додаткових ускладнень конструкції, підвищити ефективність насосного комплексу до 50 %, без урахування вторинних економічних чинників, що можуть значно перевищити первинні [9].

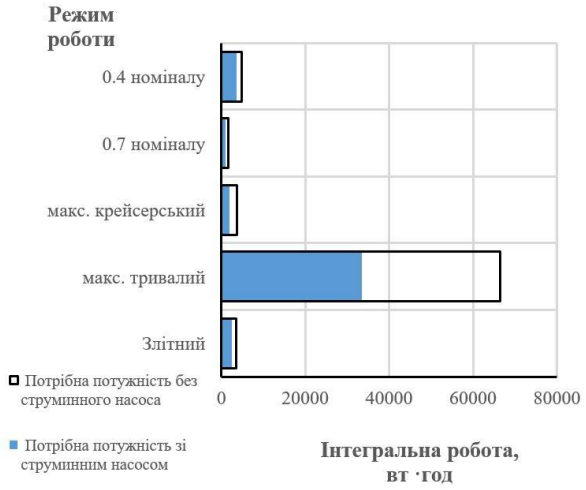

Рис. 11. Інтегральна робота на приведення насоса на відповідному режимі з використанням струминного насоса та без нього

Для отримання рекомендованих розмірів основних перерізів A_n та A_m (див. рис. 6) виконано розрахунок [5, 6]:

$$A_n\left(M, R, P_1, P_2\right) = Q_m\left[\frac{\left(1+K_p\right)+\left(1+K_s\right)\left(\frac{M\cdot R}{1-R}\right)^2}{\frac{P_1-P_2}{0.5\cdot\rho}}\right]^{0.5}; \quad (7)$$

$$A_m = \frac{A_n}{R}, \quad (8)$$

де A_n та A_m – площі перерізів (див. рис. 6), м^2.

В результаті розрахунку площ основних перерізів насосу отримані рекомендовані оптимальні значення. Значення A_n змінюються в діапазоні від 13 до 52 мм^2, а A_m – в діапазоні від 53 до 129 мм^2. Діапазон отриманих значень перерізів нескладно забезпечити простою гідравлічною системою з керованим зміненням площі перерізу.

Висновки

У роботі виконано аналіз щодо підвищення ефективності робочого циклу паливного шестерного насоса високого тиску в умовах польотного циклу транспортного літака за рахунок використання струминного насоса в якості ступені підкачування.

Обрано режими для аналізу ефективності шестерного насоса, для чого визначено обмеження та початкові умови (див. табл. 1) для попереднього проектувального розрахунку. Значення відношення витрат M обмежено в діапазоні між 0.1 та 1.3. Значення відношення площ перерізів R варіювалися в діапазоні від 0.2 до 0.4.

Отримано характеристики струминного насосу для режимів відповідного польотного циклу та виконано аналіз та вибір його геометричних параметрів (рис. 12), що забезпечують максимальну ефективність в умовах заданих обмежень.

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

Виявлено, що застосування струминного насосу 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.

Внесок авторів: огляд та аналіз інформаційних джерел – **І. С. Романенко**; формулювання мети і постановки задачі досліджень – **О. В. Білогуб**; розроблення концептуальних положень дослідження – **О. В. Білогуб**; розроблення математичних моделей та аналіз результатів дослідження – **І. С. Романенко**; вибір та використання програмно-технічних засобів для моделювання та представлення результатів – **І. С. Романенко**, **О. В. Білогуб**; формулювання висновків – **І. С. Романенко**, **О. В. Білогуб**.

Усі автори прочитали та погодилися з опублікованою версією рукопису.

Література

1. Романенко, І. С. Анализ особенностей моделирования процессов в топливных шестеренных 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.

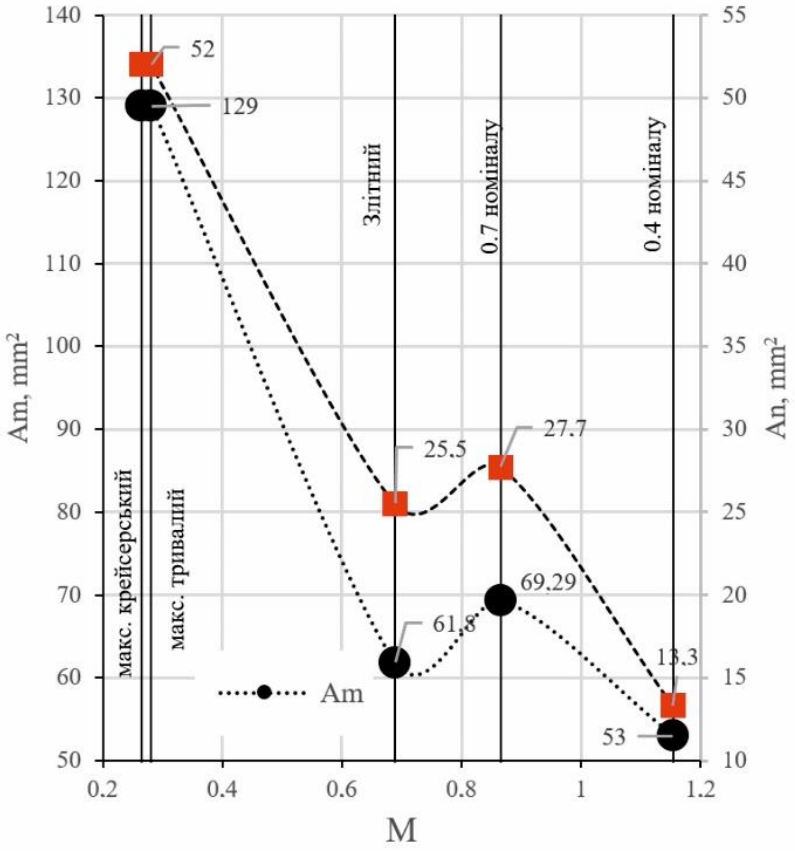

Рис. 13 Оптимальні значення площ основних перерізів струминного насосу (див. рис. 6)

ISSN 1727-7337 (print)
ISSN 2663-2217 (online)

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

4. 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.

5. ESDU 85032. Ejectors and Jet Pumps. Design and performance for incompressible liquid flow [Text]. – Engineering Sciences Data Unit (ESDU), 2007. – 104 p.

6. El-Ghandour, M. Solid-Materials-Handling Central-Type Jet Pump [Text] / M. El-Ghandour, I. A. El-Sawaf, F. M. El-Ottla // 6th International Water Conference, IWTC 2001, Alexandria, Egypt. – 2001. – P. 328- 340.

7. Brown, N. P. Slurry Handling: Design of Solid-Liquid Systems. Chapter 18: Jet Pumps [Text] / N. P. Brown, N. I. Heywood. – Springer, 1991. – 691 p.

8. Akinseye, C. A. Determination of Flowing Bottom-Hole Pressure of a Well Using Modified Guo's Model [Text] / C. A. Akinseye, O. O. Omotara, A. Giwa // Journal of Environmental Science, Computer Science and Engineering & Technology. – 2020. – Vol. 9, iss. 2. – P. 270-286. DOI: 10.24214/jecet.C.9.2.27086.

9. Romanenko, I. Modeling the Meshing Procedure of the External Gear Fuel Pump Using a CFD Tool [Text] / I. Romanenko, Ye. Martseniuk, O. Bilohub // Computation. – 2022. – Vol. 10, iss. 7. – Article no. 114. DOI: 10.3390/computation10070114.

References

1. Romanenko, I., Bilohub, O. Analiz osobennostej modelirovanija processov v toplivnyh shesterennyh nasosah GTD [Fuel gear pump of gas turbine engine operating processes simulation issues analysis]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2020, no. 7, pp. 34-30. DOI: 10.32620/aktt.2020.7.04.

2. Bilohub, O., Romanenko, I., Hudoshnyk, O., Trystan, S. Pracezdatnist` pidshy`pny`kiv kovzannya yak opor shesteren` osnovnogo paly`vnogo nasosu GTD [The performance capabilities of the journal bearings as a supports of the fuel gear pump of the gas turbine engine]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2021, no. 2, pp. 52-58. DOI: 10.32620/aktt.2021.2.06.

3. Martseniuk, Ye. *Modelyuvannya nestatsionarnoho termonapruzhenoho stanu elementiv HTD* [Modelling the transient thermal-stress state of GTE components]. Kharkiv, National Aerospace University "Kharkiv aviation Institute", 2022. 88 p.

4. Popov, V., Yepifanov, S., Kononykhyn, Y., Tsaglov, A. Architecture of Distributed Control System for Gearbox-Free More Electric Turbofan Engine. Aerospace, 2021, vol. 8, iss. 11, article no. 316. DOI: 10.3390/aerospace8110316.

5. *ESDU 85032. Ejectors and Jet Pumps. Design and performance for incompressible liquid flow*. Engineering Sciences Data Unit (ESDU), 2007. 104 p.

6. El-Ghandour, M., El-Sawaf, I. A., El-Ottla, F. M. Solid-Materials-Handling Central-Type Jet Pump, *6th International Water Conference, IWTC 2001*, Alexandria, Egypt, 2001, pp. 328-340.

7. Brown, N. P., Heywood, N. I. *Slurry Handling: Design of Solid Liquid Systems. Chapter 18: Jet Pumps*. Springer, 1991. 691 p.

8. Akinseye, C. A., Omotara, O. O., Giwa, A. Determination of Flowing Bottom-Hole Pressure of a Well Using Modified Guo's Model. *Journal of Environmental Science, Computer Science and Engineering & Technology*, 2020, vol. 9, iss. 2, pp. 270-286. DOI: 10.24214/jecet.C.9.2.27086.

9. Romanenko, I., Martseniuk, Y., Bilohub, O. Modeling the Meshing Procedure of the External Gear Fuel Pump Using a CFD Tool. *Computation*, 2022, vol. 10, iss. 7, article no. 114. DOI: 10.3390/computation10070114.

Надійшла до редакції 15.01.2023, розглянута на редколегії 17.04.2023

INCREASING THE EFFICIENCY OF THE OPERATING CYCLE OF A HIGH-PRESSURE FUEL GEAR PUMP BY USING A JET PUMP AS A BOOSTER STAGE

Ihor Romanenko, Oleksandr Bilohub

This article analyzes the possibility of increasing the efficiency of the gear pump operating cycle by using a jet pump as a booster stage. The design of gear pumps is performed for one mode, and most often, it is a mode with minimum speed and high consumption relative to rotation speed. For gas turbine engines, this is the take-off mode, in

which the aircraft operates for a few minutes of the entire flight cycle. In other modes, the pump capacity is excessive, reaching more than twice the value in some operational conditions. Due to the excess capacity, overflow valves are used to synchronize the operation of the engine and pump. This approach is a classic solution, but it creates additional mechanical losses and, as a result, reduces the efficiency of the operating cycle of the pump. Therefore, there is a need to improve the matching of engine requirements and pump performance. In this article, a solution that can improve the operating cycle of pumping units within the framework of a classical drive box assembly was analyzed.

In the introductory section, the generalized flight cycle of a transport aircraft is analyzed. Based on the results, the modes were determined for which the design calculations of the jet pump were performed.

First, the relative characteristics of pressure increase and efficiency are considered. The geometric and operational boundary conditions are accepted considering the fuel overflow relative to the generalized flight cycle. The obtained characteristics are used as a basis for selecting the geometric ratio for the modes with the highest pressure and efficiency. Based on these results, the geometric dimensions of the main sections and the value of the pressure increase at the outlet of the jet pump were obtained. Based on the characteristics of the pressure increase behind the jet pump, the relative characteristics of the reduction in power consumption in the gear pump shaft were obtained.

Considering the level of overflow and operating time, the use of a jet pump will save about 50% of the energy input. This is a direct improvement in the operating cycle, and the increased pump inlet pressure will also reduce bearing wear, increase cavitation resistance, and reduce wear from cavitation erosion.

Keywords: pump gear; gas turbine engine; jet pump; flight cycle; overflow valve; fuel pump; booster stage.

Романенко Ігор Сергійович – асп. каф. конструкції авіаційних двигунів, Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна.

Білогуб Олександр Віталійович – д-р техн. наук, проф., проф. каф. конструкції авіаційних двигунів Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна.

Ihor Romanenko – PhD Student, Department of Aircraft Engine Design, National Aerospace University "Kharkiv Aviation Institute", Kharkiv, Ukraine,
e-mail: i.romanenko@khai.edu, ORCID: 0000-0001-6091-0020.

Oleksandr Bilohub – Doctor of Technical Sciences, Prof. Department of Aircraft Engine Design, National Aerospace University "Kharkiv Aviation Institute", Kharkiv, Ukraine,
e-mail: av.belogub@gmail.com, ORCID: 0000-0003-2801-2903.