

УДК 621.431:62-713.3:004.92

**МОДЕЛЮВАННЯ, КОНСТРУЮВАННЯ ТА ВИПРОБУВАННЯ СИСТЕМИ
ОХОЛОДЖЕННЯ ДВЗ З МЕТОЮ ПІДВИЩЕННЯ ЇЇ ЕФЕКТИВНОСТІ**

Кандидати техн. наук В. М. Чередніков, О. В. Череднікова

**MODELING, DESIGN AND TESTING TO INCREASE THE EFFICIENCY OF THE
HELICOPTER INTERNAL COMBUSTION ENGINE COOLING SYSTEM**

PhD (Tech.) V. Cherednikov, PhD (Tech.) O. Cherednikova

***Анотація.** У статті наведено послідовність 3D-моделювання, конструювання та випробування системи охолодження ДВЗ гелікоптера з метою розширення меж його застосування на країни з тропічним кліматом. Основним завданням при цьому було підвищення ефективності системи охолодження ДВЗ за рахунок збільшення тепловідведення від нього. Конструктивно це здійснювалось збільшенням повітряного потоку через радіатор більш потужними вентиляторами з ефективними лопатями та застосуванням радіатора з підвищеною тепловіддачею. Виходячи з доступності компонентів системи охолодження на сучасному ринку було запропоновано два варіанти її конструктивного рішення. За результатами моделювання і конструювання були проведені випробування обох варіантів для визначення найбільш ефективного з них. У подальшому планувалося провести випробування гелікоптера з новою системою охолодження в умовах тропічного клімату.*

***Ключові слова:** система охолодження, двигун, 3D-модель, 3D-моделювання, вентилятор, радіатор, гелікоптер.*

***Abstract.** During the operation of the helicopter in tropical climate (African countries) showed that the water cooling system of the helicopter engine was worked inefficiently in the hover mode or at high outdoor temperatures. Inefficiency is a limitation of hovering time or time of horizontal flight. As a result, the flight had to be interrupted due to heating of the engine to a critical temperature. In order to safely operate the helicopter in conditions of heightened air temperatures, it was necessary to upgrade the engine cooling system.*

In the article, the sequence of 3D modeling, design and testing of the cooling system of the internal combustion engine (ICE) of a helicopter is presented with the aim of increasing the limits of its application in countries with a tropical climate. The main purpose was obtaining more efficient cooling system of the ICE by increasing in heat removal from it. It was done constructively by increasing the air flow through the radiator by more powerful fans with efficient blades and by using of a radiator with high heat transfer. Based on the availability of cooling system components in the modern market, two variants of its design solution were proposed.

The creation of a new cooling system went in two stages: a preliminary design and a prototype (working design) for two design options: the first cooling system with TEMIC fans and the second cooling system with SPAL fans. At the first stage, the possibility of installing these systems on a helicopter was determined, and in the second stage, detailed 3D modeling was created to make working drawings.

After the production of variants of the new cooling system and their installation on helicopters. The next step the testing were consisted of 3 stages: verification of the efficiency and effectiveness of the variants of the new cooling system; determination of the maximum cooling capacity of variants of the new cooling system; checking the efficiency and functionality of the automatic engine temperature control unit.

The most effective of both options was found by the results of their modeling, design and testing. Subsequently, it version of the cooling system was applied to the helicopter. That allowed increasing the upper limit of operating temperatures to plus 45°C.

Keywords: cooling system, engine, 3D model, fan, radiator, helicopter.

Вступ. Досвід експлуатації гелікоптерів з ДВЗ показав, що в умовах високих температур навколишнього середовища тропічного клімату система водяного охолодження двигуна працює недостатньо ефективно. Це виявлялося в обмеженні часу висіння або горизонтального польоту, після чого їх доводилося переривати через нагрівання двигуна до максимально допустимої температури.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. У сучасних наукових дослідженнях приділяється значна увага дослідженню, моделюванню та конструюванню двигунів, які працюють на комбінованих видах палива, особливо гібридним двигунам [14–16]. Теплопередачу всередині циліндрів та крізь його стінки для ДВЗ (двигунів внутрішнього згорання) досліджували автори Абрамчук Ф. І., Гутаревич Ю. Ф., Тимченко І. І., Нікіпчук С. В., Гащук П. М. [7, 8], [1–6]. Засобами модельних розрахунків визначали теплопередачу ДВЗ у працях [9, 10]. Визначенню енергетичної ефективності двигунів присвятили свої наукові роботи Гащук П. М., Нікіпчук С. В. [11]. Напряму впливу енергетичної ефективності двигунів на екологічні аспекти їх роботи висвітлено в статтях [12, 13].

Визначення мети та завдання дослідження. Метою дослідження було вирішення проблеми недостатнього охолодження ДВЗ гелікоптера при його експлуатації в тропічному кліматі.

Основними завданнями дослідження були: 3D-моделювання і конструювання двох варіантів нової системи охолодження (далі – СО), їх виготовлення і перевірка

ефективності в умовах наземних і льотних випробувань на всіх режимах.

Основна частина дослідження. У випадках, коли необхідно змінити існуючу конструкцію СО ДВЗ під нові умови експлуатації, ми зазвичай використовуємо сучасні методи тривимірного моделювання та конструювання, але перевіряємо ефективність прийнятих рішень шляхом проведення експериментальних досліджень.

Існуюча СО, що серійно встановлюється на гелікоптер (рис. 1), складається з вентиляторів 2123-1308008 фірми ВАЛІЕЕ-95 (Росія) і алюмінієво-пластикового радіатора NISSENS 62727A (Данія).

Аналіз конструкції та характеристик існуючої СО показав, що збільшення потужності вентиляторів призведе до підвищення навантаження на систему електричного живлення гелікоптера, особливо в моменти вмикання вентиляторів, а тому було прийнято рішення використовувати у новій СО вентилятори з безколекторними двигунами. Такі двигуни мають плавне розкручування ротора, яке керується окремими блоками управління, що послідовно перемикають полюси статора, а тому у моменти вмикання їх пусковий струм дорівнює нулю. Ця перевага також є і їх недоліком, у тому випадку, коли вентилятори використовуються у СО, тому що повільне розкручування вентиляторів до номінальних обертів буде призводити до того, що температура ДВЗ під час розкручування ще буде підвищуватися деякий час. Цьому недоліку необхідно приділяти певну увагу і враховувати при моделюванні процесів охолодження.

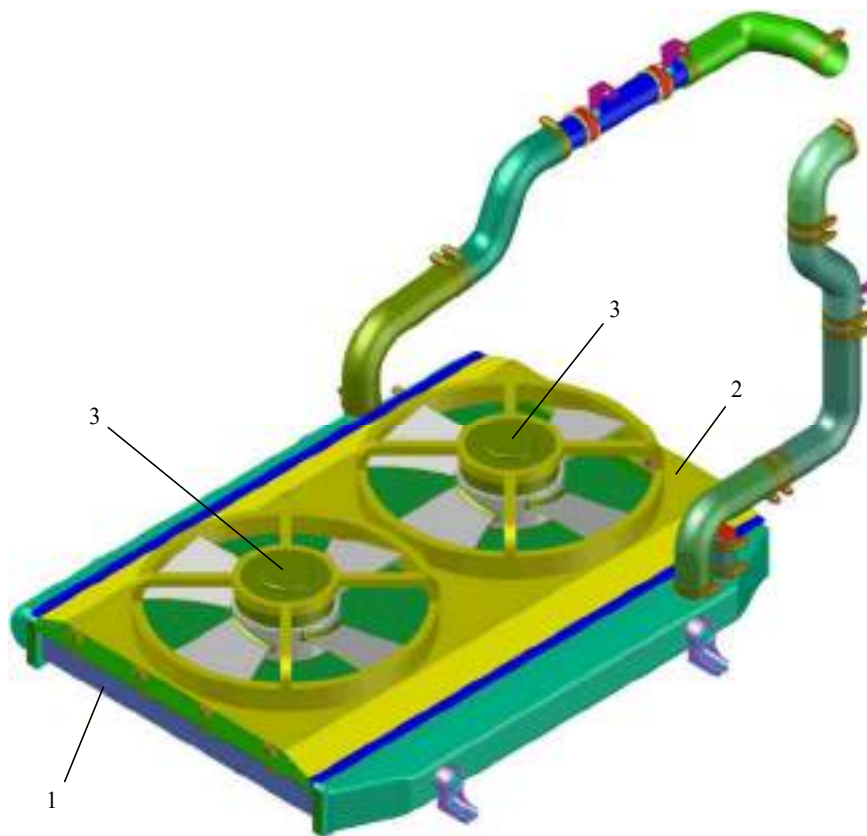


Рис. 1. 3D-модель існуючої СО, що серійно встановлюється на гелікоптер:
1 – радіатор NISSENS 62727A; 2 – дифузор; 3 – вентилятор 2123-1308008

Аналіз сучасного ринку показав, що для модернізації СО найбільш доступними та перспективними компонентами будуть:

– радіатор Nissens 60427;

– вентилятори фірм TEMIC, LUEFTER або BOSCH з позначеннями 3D 0959 453F, 3D 0959 453G, 3D 0959 453E або 3D 0959 453D, що встановлюються на автомобіль WV Phaeton. Ці вентилятори мають повністю аналогічну будову, а тому в подальшому будемо називати їх TEMIC;

– вентилятор SPAL VA116-ABL505P-105A (далі – SPAL).

Радіатор 60427 (60427A) фірми NISSENS, який планувалося застосувати у варіантах нової СО, був повністю алюмінієвим, на відміну від раніше застосованого радіатора NISSENS 62727A. Він також має меншу вагу, збільшену на 27 % площу поверхні охолодження і вміщує

більше охолоджувальної рідини. Порівняльні характеристики обох радіаторів наведені в табл. 1.

До переваг і недоліків нових вентиляторів слід віднести:

– вентилятори TEMIC (рис. 2) мали компактнішу будову за висотою, напрямком повітряного потоку збігався з напрямком потоку існуючої СО, але блоки керування двигунами вентиляторів розташовувалися окремо і потребували додаткового місця на СО (рис. 4 і 6), що робило її важкою і не технологічною;

– вентилятор SPAL (рис. 3) мав обернений до існуючої СО напрямок повітряного потоку, більш ефективний профіль лопатей і вбудовані у двигуни блоки керування. Обернений напрямок повітряного потоку призводив до того, що основну частину вентилятора доводилося

розміщувати усередині дифузора, що збільшувало його висоту і висоту всієї СО (рис. 5 і 7) і ускладнювало розміщення нової СО у тому самому місці, де існуюча.

Крім блоку керування двигуном вентилятора, для зміни швидкості його обертання, необхідно використовувати керований генератор, який залежно від температури охолоджувальної рідини генерує сигнали різної шпаруватості. За

величиною шпаруватості блок керування двигуном встановлює необхідну швидкість його обертання. Порівняльні характеристики вентиляторів наведені в табл. 2. Подальша розробка нової СО йшла двома етапами – ескізний проект і дослідний зразок (робочий проект), для двох варіантів конструктивних рішень – СО з вентиляторами TEMIC і СО з вентиляторами SPAL.

Таблиця 1

Порівняльні характеристики радіаторів NISSENS P / N 60427 (60427A) і 62727A

NISSENS P / N	60427A (60427)	62727A
Конструкція радіатора		
Вага, кг	7,50	8,99
Матеріал	Алюміній / Алюміній	Пластик / Алюміній
Габаритні розміри (довжина × висота × товщина), мм	845 x 630 x 145	980 x 585 x 119
Розміри сердечника (довжина × висота × товщина), мм	725 x 480 x 40	426 x 669 x 40
Об'єм, л	13,9	11,4
Площа поверхні охолодження, м ²	1,4	1,1



Рис. 2. Вентилятор 3D 0959 453D (3D 0959 453E) фірми TEMIC СО серії 1-3.71.80:
1 – двигун вентилятора; 2 – блок керування двигуном

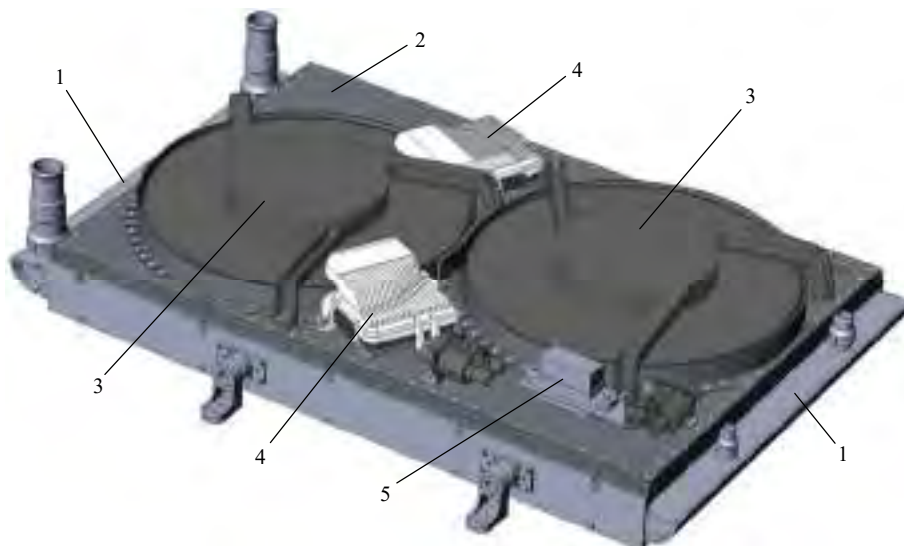


Рис. 6. 3D-модель дослідного зразка нової СО з вентиляторами TEMIC:
1 – радіатор NISSENS 60427; 2 – дифузор; 3 – вентилятор TEMIC; 4 – блок керування двигуном вентилятора; 5 – блок запобіжників

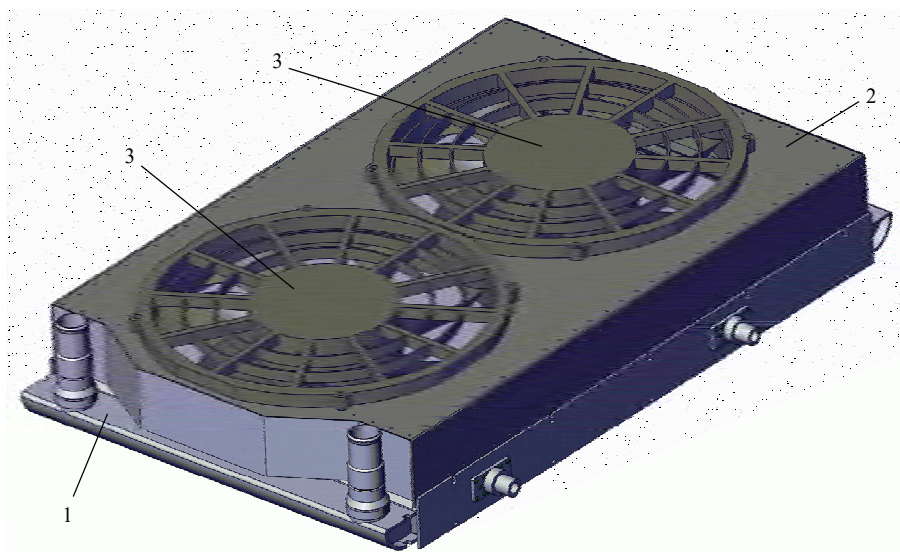


Рис. 7. 3D-модель дослідного зразка нової СО з вентиляторами SPAL:
1 – радіатор NISSENS 60427; 2 – дифузор; 3 – вентилятор SPAL

На першому етапі, базуючись на габаритних розмірах компонентів СО, були розроблені ескізні проекти нової СО з вентиляторами TEMIC (рис. 2) і з вентиляторами SPAL (далі – SPAL) (рис. 3) і визначено можливість установлення цих систем на гелікоптер.

Варіанти нової СО двигуна (див. рис. 4 і 5) конструктивно виконані за тією самою

схемою, що і існуюча СО, і складаються з повітряно-рідинного радіатора 1 і двох вентиляторів 3. На радіатор 1 встановлюється дифузор 2, на який монтується вентилятори 3. Основною відмінністю варіантів нової СО від існуючої є застосування більш потужних вентиляторів і радіатора.

Таблиця 2

Порівняльні характеристики вентиляторів серійної і нової СО

Фото	Продуктивність	Позначення (марка)	Потужність живлення, В	Струм, А	Потужність, Вт	Продуктивність, м ³ /год	Напір, Па	Діаметр крильчатки, мм	Вага, кг	Тип двигуна
	ВАЛЕЕ-95, Росія	2123-1308008	12	25	300	2100	150	320	1,9	Колекторний
	LUEFTER, TEMIC або BOSCH	3D 0959 453G 3D 0959 453F	12	54	650	≈4000	150	360	4,0	Вентильний (безколлекторний)
	LUEFTER, TEMIC або BOSCH	3D 0959 453E 3D 0959 453D	12	37,5	450	≈3000	150	360	4,0	Вентильний (безколлекторний)
	SPAL, Італія	VA116- ABL505P- 105A	12	41,5	500	3300	150	355	2,8	Вентильний (безколлекторний)

На другому етапі, під час детального 3D-моделювання дослідних зразків, особливу увагу було приділено герметизації стиків між радіатором і дифузорами. Для цього між ними прокладалася клейка герметизуюча стрічка, яка додатково фіксувалася від переміщень дифузором.

На гелікоптері реалізована двоступенева система підтримки необхідної температури двигуна. Для підключення нової СО до існуючої системи був розроблений новий блок автоматичного регулювання температури двигуна (далі – БАРТД), який керував швидкістю обертання вентиляторів, оскільки існуюча система була розрахована на застосування колекторних двигунів. Для нової СО також довелося переобладнати електричну систему гелікоптера через збільшення потужності вентиляторів. Для забезпечення їх нормальної роботи існуючий генератор було замінено на більш потужний з максимальним струмом навантаження 130 А.

Після виготовлення варіантів нової СО, їх монтажу на гелікоптерах та переробки електричної системи перейшли до їх випробувань. Самі випробування склалися з трьох етапів:

– 1-й етап. Перевірка працездатності і ефективності варіантів нової СО в наземних випробуваннях у складі гелікоптера;

– 2-й етап. Визначення максимальної охолоджувальної здатності варіантів нової СО;

– 3-й етап. Перевірка працездатності і функціональності БАРТД.

Для кожного з етапів були розроблені відповідні програми досліджень.

За умовами програм перших двох етапів випробування проводилися на двох гелікоптерах, що обладнані існуючою СО і одним із варіантів нової СО. На цих етапах варіанти нової СО не були обладнані БАРТД, а тому на обох гелікоптерах електрична система була перероблена таким чином, що вмикання і вимикання вентиляторів відбувалося тільки при вмиканні і вимиканні другого ступеня охолодження. При цьому вентилятори вмикалися на повну

потужність. Перший ступінь охолодження на обох гелікоптерах був не задіяний.

Для сповіщення про моменти вмикання і вимикання вентиляторів у кабінку був виведений відповідний індикатор. Вмикання вентиляторів відбувалося при 85 °С, а вимикання – при 80 °С. Фіксацію даних здійснювали за показниками мотор-тестера S7000 і відеокамерою.

Для визначення ефективності СО використовувалися такі показники: час, що минув з моменту вмикання живлення вентиляторів до початку охолодження; тривалість періоду охолодження після вимикання живлення вентиляторів; період циклу вмикання-вимикання живлення вентиляторів або період циклу нагрівання-охолодження; тривалість нагрівання; тривалість охолодження; максимальний перепад температур; середня швидкість нагрівання; середня швидкість охолодження; швидкість охолодження в сталому режимі; мінімальна досягнута температура.

Методика 1-го етапу випробувань полягала в тому, що протягом п'яти циклів нагрівання-охолодження замірялися тривалість циклу і температура двигуна. На підставі отриманих даних проводився аналіз ефективності СО. Додатково вимірювався струм, що споживався вентиляторами, з метою визначення їх ефективності щодо навантаження.

Основна відмінність методики випробувань 2-го етапу від 1-го полягала в тому, що після п'яти циклів нагрівання-охолодження вентилятори СО примусово вмикалися на повну потужність. При цьому циклічне вмикання-вимикання вентиляторів припинялося і температура двигуна починала безперервно знижуватися, поки не зупинялася на певному значенні, що характеризує максимальну охолоджувальну здатність СО.

Методика 3-го етапу була аналогічною до методик перших двох етапів, з тією різницею, що додатково перевірялася працездатність БАРТД і робота СО в цілому з цим блоком.

На першому етапі було випробувано варіант нової СО з вентиляторами ТЕМІС, оскільки його змонтували раніше. Нижче наведені результати випробувань 1-го етапу і їх аналіз.

Об'єктами випробувань були: гелікоптер, обладнаний варіантом СО з вентиляторами ТЕМІС, і гелікоптер, обладнаний існуючою серійною СО.

Умови проведення випробувань:

- температура навколишнього повітря – мінус 1 °С;
- відносна вологість – 100 %.

Результати випробувань 1-го етапу відображені на графіках зміни температури двигуна для обох СО (рис. 8). Для докладного аналізу роботи нової СО був побудований збільшений графік зміни температури двигуна, що відображає один цикл нагрівання-охолодження (рис. 9). Про вмикання і вимикання СО сигналізували відповідні індикатори червоного кольору, що позначені на рис. 8 червоними пунктирними лініями. Моменти вмикання і вимикання вентиляторів також контролювалися по записаному відео.

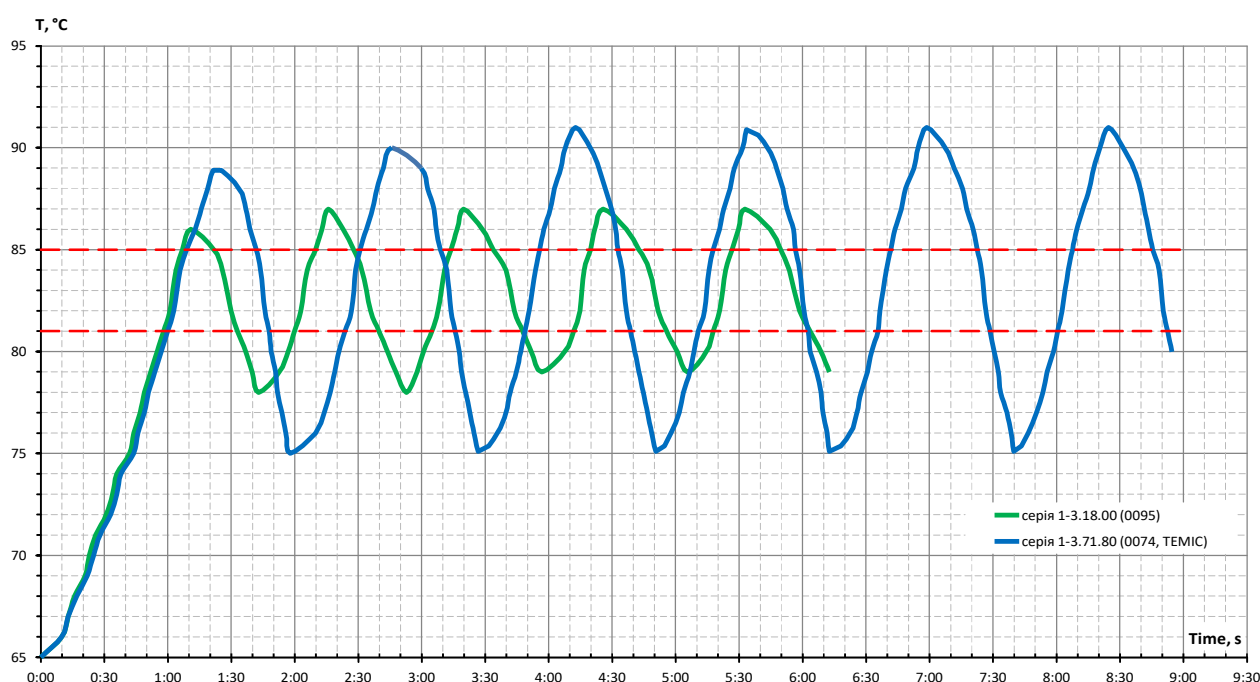


Рис. 8. Порівняння характеристик існуючої СО з варіантом нової СО з вентиляторами ТЕМІС за результатами 1-го етапу випробувань

Аналіз графіків (рис. 8 і 9) і відео показує, що при 85 °С відбувалося вмикання вентиляторів, після чого температура двигуна продовжувала зростати і досягала максимуму у 87 °С для існуючої СО і 91 °С для варіанта нової СО з вентиляторами ТЕМІС. По досягненні максимуму температура двигуна починала падати і при досягненні 81 °С вентилятори відключалися.

Після відключення вентиляторів падіння температури двигуна тривало, в результаті чого мінімальна температура двигуна знижувалася до 79 °С для існуючої СО і до 75 °С для варіанта нової СО з вентиляторами ТЕМІС. По досягненні мінімуму температура двигуна починала зростати і цикл нагрівання-охолодження повторювався.

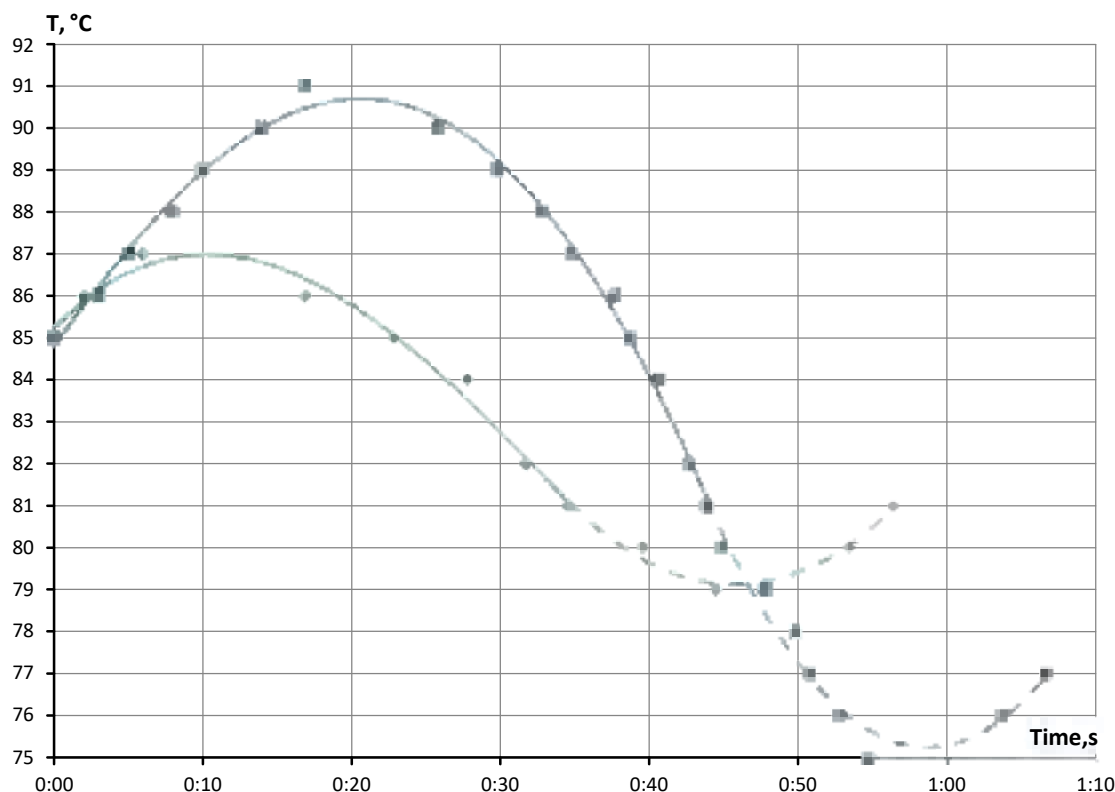


Рис. 9. Аналіз циклу нагрівання-охолодження для існуючої СО і варіанта нової СО з вентиляторами TEMIC

Проведені випробування показали, що нова СО має такі переваги, порівняно із серійною:

- збільшений період циклу нагрівання-охолодження (87 с проти 67 с);
- збільшений перепад температур (16 °C проти 8,5 °C);
- збільшена швидкість охолодження (0,4 °C/c проти 0,2 °C/c);
- зменшена середня швидкість нагрівання (0,30 °C/c проти 0,36 °C/c);
- збільшена інерційність при нагріванні-охолодженні;
- зниження навантаження на електричну систему за рахунок плавного розкручування вентиляторів.

Збільшена інерційність нової СО виявлялася як у збільшеній тривалості циклу нагрівання-охолодження, так і у збільшеній тривалості часу, протягом якого відбувалося охолодження двигуна після вимкнення вентиляторів. У новій СО цей інтервал дорівнював 12 с; у серійної СО –

10 с. При цьому мінімальна досягнута температура для нової СО дорівнювала 75 °C, а для серійної – 79 °C.

До недоліків нової СО слід віднести збільшений період часу між моментом подачі живлення на вентилятори і моментом початку охолодження (17 з проти 6 с), що зумовлений особливостями роботи безколекторних двигунів вентиляторів. Так, після подачі напруги на двигун вентилятора, система керування двигуном проводить самотестування і пошук керуючого сигналу, після чого починає плавне розкручування вентилятора. Затримка між подачею напруги на двигун і початком розкручування вентилятора становила близько 4,5 секунди. Розкручування вентилятора до максимальних обертів тривало ще 20 секунд. У підсумку це призводило до того, що вентилятори починали охолоджувати двигун тільки через 17 секунд після початку подачі на них напруги, що призводило до закидання

максимальної температури до 91 °С, проти 6 секунд і закидання до 87 °С в існуючій СО.

Цю проблему можна вирішити, якщо застосувати у СО БАРТД. При цьому зникає затримка між подачею напруги на двигун і початком розкручування вентилятора, а час його розкручування до необхідних обертів значно знижується.

Аналіз результатів випробувань показав, що:

- робота нової СО була циклічною і складалася з періодів нагрівання та охолодження;

- тривалість цих періодів визначалася температурами вмикання і вимикання вентиляторів;

- температури вмикання і вимикання вентиляторів відповідали наперед визначеним величинам;

- нова СО ефективніша за серійну: двигун охолоджується швидше, а нагрівається повільніше; тривалість циклу нагрівання-охолодження і перепад температур при охолодженні у новій СО більше;

- внаслідок особливостей конструкції двигунів вентиляторів і обраного варіанта їх підключення до електричної мережі гелікоптера, при роботі нової СО виникають закиди температур, які можна усунути за допомогою БАРТД.

На другому етапі випробування проводилися одночасно на двох гелікоптерах, що були обладнані варіантом нової СО з вентиляторами ТЕМІС і існуючою СО. Вимоги до обладнання, його складу і підключення були такими самими, як і на попередньому етапі.

Умови проведення випробувань:

- температура навколишнього повітря – мінус 2 °С;

- відносна вологість – 70 %.

Результати випробувань 2-го етапу відображені на графіках зміни температури двигуна для обох СО (рис. 10). Як і раніше, про вмикання і вимикання СО сигналізували відповідні індикатори, а температура двигунів визначалася за показниками мотор-тестера S7000 із записаного відео.

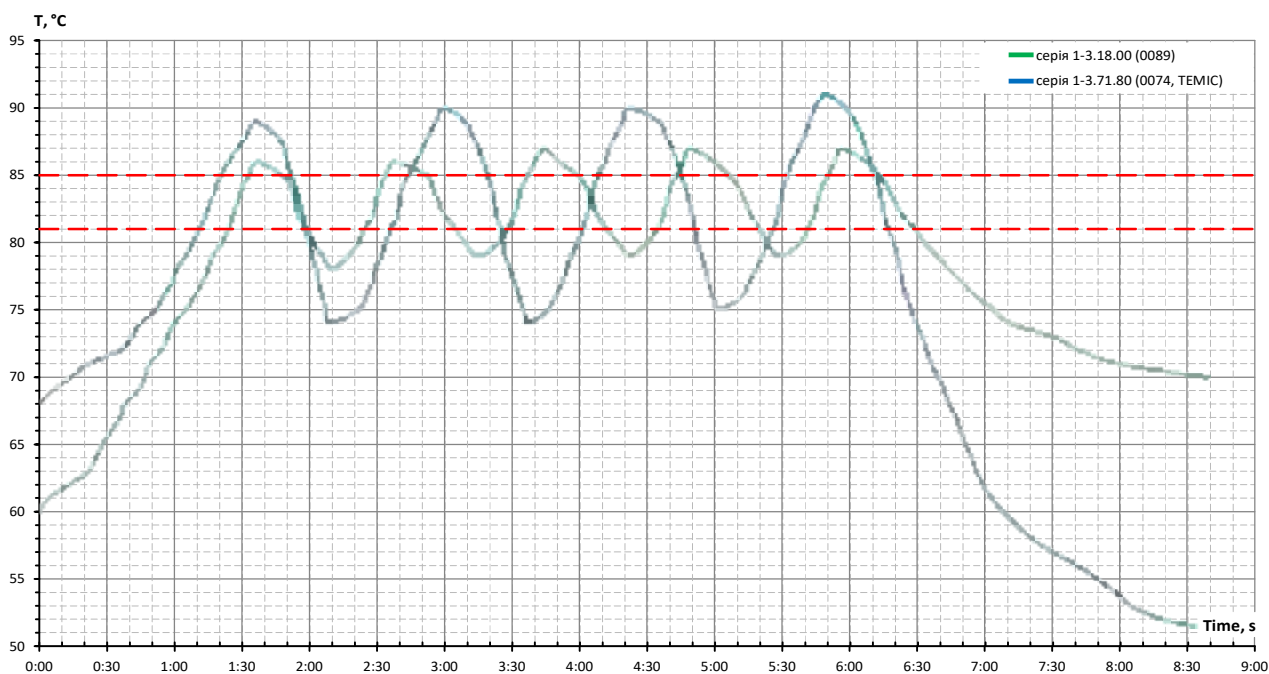


Рис. 10. Порівняння характеристик існуючої СО з варіантом нової СО з вентиляторами ТЕМІС на 2-му етапі випробувань

На графіках (рис. 10) можна побачити як циклічну роботу вентиляторів, так і їхню роботу при максимальній потужності. З аналізу графіків випливає, що існуюча СО при її вмиканні на повну потужність здатна охолодити двигун до 70 °С, у той час як варіант нової СО з вентиляторами ТЕМІС – до 51,5 °С. Різниця температур у 18,5 °С свідчить про значно кращу охолоджувальну здатність нової СО. Характер роботи нової та існуючої СО при циклічному вмиканні вентиляторів не відрізнявся від характеру

роботи СО, що був описаний на попередньому етапі випробувань.

Третій етап випробувань проводився після розробки і монтажу БАРТД. Керування швидкістю обертання вентиляторів ґрунтувалося на алгоритмі двоступеневого регулювання температури двигуна, що раніше використовувався на гелікоптері. Параметри регулювання і відповідні їм швидкості обертання вентиляторів вказані у табл. 3.

Таблиця 3

Параметри двоступеневого регулювання температури двигуна

Ступінь	Температура вмикання, °С	Температура вимикання, °С	Швидкість обертання вентилятора, % від max
1	75	70	50
2	85	80	100

Випробування проводилися для обох варіантів нової СО – як з вентиляторами ТЕМІС, так і з вентиляторами SPAL, що були обладнані БАРТД.

Для проведення випробувань кожний з гелікоптерів був обладнаний двома індикаторами, які сигналізували про вмикання або вимикання першого або другого ступенів охолодження. Індикатори розташовувалися в кабіні гелікоптера. Зелений індикатор відповідав вмиканню першого ступеня, а червоний – другого. В іншому вимоги та склад обладнання залишалися такими самими, як і на двох попередніх етапах.

Умови проведення випробувань:

1-й день (випробування СО з вентиляторами ТЕМІС):

- температура навколишнього повітря – плюс 17 °С;

- відносна вологість – 20 %.

2-й день (випробування СО з вентиляторами SPAL):

- температура навколишнього повітря – плюс 10 °С;

- відносна вологість – 85 %.

Результати випробувань 3-го етапу наведені на графіках зміни температури двигуна для варіантів нової СО з вентиляторами ТЕМІС і SPAL (рис. 11). Аналіз цих графіків показує, що при використанні вентиляторів ТЕМІС вони циклічно вмикаються і вимикаються. У роботі по черзі беруть участь обидва ступені охолодження, оскільки охолодження тільки першим ступенем недостатньо. Температури вмикання і вимикання вентиляторів відповідали встановленим значенням. При вмиканні другого ступеня охолодження температура двигуна швидко знижувалася, що свідчило про значний запас потужності розсіювання нової СО. Середня швидкість нагрівання була майже в три рази нижче середньої швидкості охолодження (0,07 °С/с проти 0,2 °С/с). Закиди по максимальній температурі були відсутні, а по мінімальній – зменшилися з 6 °С до 2 °С. Також не було затримки при вмиканні вентиляторів. Максимальний перепад температур не перевищував 7 °С. Температура двигуна не піднімалася вище 85 °С.

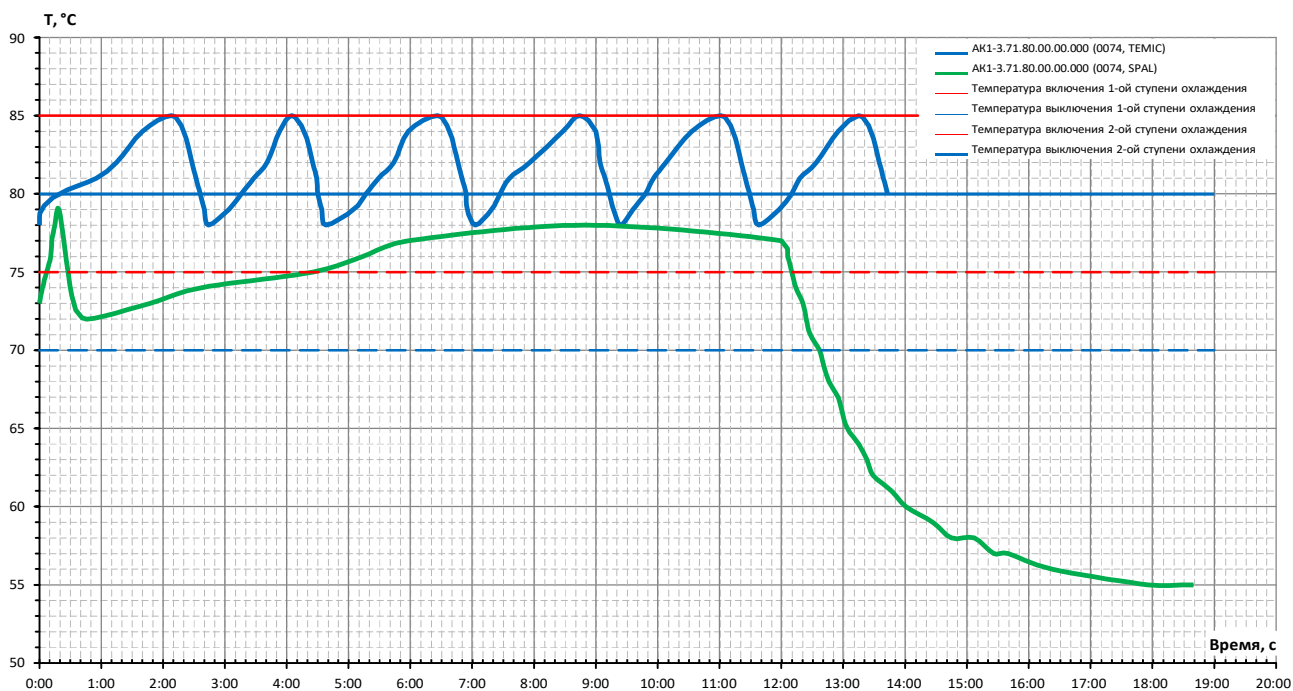


Рис. 11. Перевірка працездатності і функціональності БАРТД для варіантів нової СО з вентиляторами TEMIC і SPAL

Через погодні умови, що сформувалися на момент випробування СО з вентиляторами SPAL (температура повітря знизилася на 7 °C), робота цього варіанта відрізнялася від роботи нової СО з вентиляторами TEMIC. Був відсутній циклічний характер роботи вентиляторів: після того, як температура двигуна перевищила 75 °C, увімкнувся перший ступінь охолодження і встановилася теплова рівновага – температура двигуна зросла на 2–3 °C і далі не підвищувалася. Необхідну температуру двигуна підтримував тільки перший ступінь охолодження. Такий режим витримали протягом 5 хвилин, а потім, для визначення максимальної охолоджувальної здатності СО, примусово увімкнули вентилятори на повну потужність. Через 6 хвилин температура двигуна знизилася до 55 °C і далі не знижувалася. З огляду на те, що випробування в режимі максимальної охолоджувальної здатності нової СО з вентиляторами TEMIC проводилися при

температурі мінус 2 °C, що на 12 °C нижче теперішніх випробувань, можна припустити, що за однакових погодних умов мінімальна температура двигуна, в разі використання СО з вентиляторами SPAL увімкненими на повну потужність, знизилася б до 43 °C. Відповідно охолоджувальна здатність СО з вентиляторами SPAL більша, ніж охолоджувальна здатність СО з вентиляторами TEMIC.

На рис. 12 виконано порівняння максимальної охолоджувальної здатності всіх СО, розглянутих вище. Для варіанта нової СО з вентиляторами SPAL виконана корекція за температурою зовнішнього повітря і додано відповідний графік.

Циклічний характер роботи нової СО з вентиляторами SPAL був у подальшому підтверджений льотними випробуваннями при більш високих температурах зовнішнього повітря. Він не відрізнявся від характеру роботи СО з вентиляторами TEMIC.

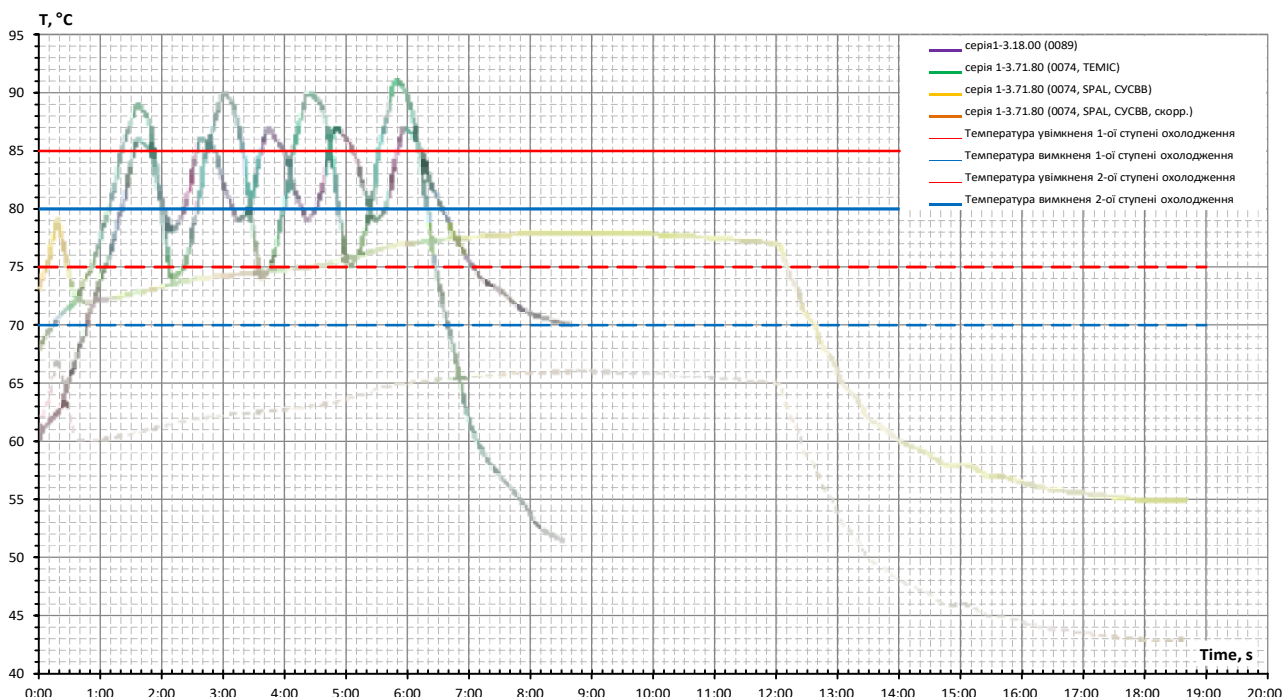


Рис. 12. Порівняння максимальної охолоджувальної здатності випробуваних СО

Аналіз роботи БАРТД показав, що:
 - він здійснює регулювання температури двигуна відповідно до розробленого алгоритму;
 - у результаті застосування БАРТД усунені всі описані вище недоліки нової СО;

- СО з вентиляторами SPAL ефективніша за СО з вентиляторами TEMIC;
 - виконані всі завдання з розроблення дослідного зразка нової СО.
 Результати випробувань усіх СО було зведено у табл. 4.

Таблиця 4

Порівняння показників ефективності різних СО

Параметр	Існ. СО	Нова СО		
		ТЕMIC	SPAL	БАРТД
1	2	3	4	5
1. Температура навколишнього повітря, °C	«-2»	«-2»	«+17»	«+10»
2. Особливості конструкції		2-га ст.	БАРТД	БАРТД
2.1. Час, що минув з моменту подачі живлення на вентилятори до початку охолодження, с	6	17	—	—
- затримка вмикання вентиляторів, с	0	4,5	—	—
- тривалість розкручування вентиляторів, с	3	20	10*	7*
2.2. Тривалість періоду охолодження після вимкнення живлення вентиляторів, с	10	12	9	—
2.3. Період циклів вмикання-вимкання живлення вентиляторів, с	67	84	135	∞
3. Цикл нагрівання-охолодження від мінімальної до максимальної температури				

Продовження табл. 4

1	2	3	4	5
3.1. Період циклу, с		84	135	∞
3.2. Тривалість нагрівання, с	28	44	98	∞
3.3. Тривалість охолодження, с	39	40	37	∞
3.4. Максимальний перепад температур, °С	8,5	16	7	0
3.5. Середня швидкість нагрівання, °С/с	0,30	0,36	0,07	const
3.6. Середня швидкість охолодження, °С/с	0,22	0,4	0,2	0
3.7. Тривалість охолодження в сталому режимі, с	19	22	18	∞
3.8. Перепад температур у сталому режимі, °С	5,4	12	5	0
3.9. Швидкість охолодження в сталому режимі, °С/с	0,28	0,55	0,28	const
4. Абсолютні показники ефективності				
4.1. Мінімальна досягнута температура, °С	71	52	–	55 (43**)
4.2. Час досягнення мінімальної температури, с	150	180	–	360
5. Непрямі показники ефективності				
5.1. Струм, споживаний вентиляторами без навантаження, А	44	74	74	82
5.2. Струм, споживаний вентиляторами під навантаженням, А	44	74	74	82
5.3. Ефективність системи охолодження, %	100	100	100	100
5.4. Напруга живлення вентиляторів, В	13,2	12,8	12,8	14,2

* Тривалість розкрутки вентиляторів на одному ступені охолодження.

** Значення отримано шляхом корекції температури навколишнього повітря.

Висновки. Аналіз результатів проведених випробувань показав, що:

- робота нової СО була циклічною і складалася з періодів нагрівання та охолодження;
- тривалість цих періодів визначалася температурами вмикання і вимикання вентиляторів;
- температури вмикання і вимикання вентиляторів відповідали встановленим температурам;
- нова СО ефективніша за існуючу: двигун охолоджується швидше, а

нагрівається повільніше; тривалість циклу нагрівання-охолодження і перепад температур при охолодженні у новій СО більше;

- найбільшу охолоджувальну здатність має варіант СО з вентиляторами SPAL;
- вентилятори СО працюють як у циклічному режимі, так і в режимі максимальної потужності;
- розроблена СО двигуна була застосована на гелікоптері, що дозволило підвищити верхню межу експлуатаційних температур до плюс 45 °С.

Список використаних джерел

1. Гащук П. М., Нікіпчук С. В. Моделирование теплообменных процессов, что перебегают в цилиндрах двигателя внутреннего сгорания. *Пожарная безопасность: сб. науч. праць.* Львів: ЛДУ БЖД, 2018. № 33. С. 15–34. URL: <https://journal.ldubgd.edu.ua/index.php/PB/article/view/886> (дата звернення: 06.12.2021).
2. Гащук П. М., Нікіпчук С. В. Особливості теплотворення в двигуні внутрішнього згорання. *Автомобільний транспорт.* Харків, 2018. № 42. С. 12–21. URL: https://dspace.khadi.kharkov.ua/dspace/bitstream/123456789/2424/1/AT_02_42.pdf (дата звернення: 06.12.2021).

3. Гащук П. М., Нікіпчук С. В. Особливості теплотворення в двигуні внутрішнього згоряння. *Екологічна безпека як основа сталого розвитку суспільства. Європейський досвід і перспективи*: III Міжнародна науково-практична конференція. 14 вересня 2018 р.: матеріали конференції. Львів, 2018. С. 166.
4. Гащук П. М., Нікіпчук С. В. Стендово-аналітичні засоби моделювання теплових явищ, що перебігають у двигуні внутрішнього згоряння. *Автомобільний транспорт і автомобілебудування. Новітні технології і методи підготовки фахівців*: міжнародна науково-практична конференція. 19–20 жовтня 2017 р.: наукові праці. Харків, 2017. С. 227–228.
5. Гащук П. М., Сичевський М. І., Домінік А. М. Про зміст поняття «Коефіцієнт корисної дії автомобіля». *Вісник ЛДУ БЖД*: зб. наук. праць. Львів, 2016. № 14. С. 152–175.
6. Гащук П. Н. Энергетическая эффективность автомобиля. Львов: Свит, 1992. 208 с.
7. Автомобільні двигуни: підручник / Ф. І. Абрамчук, Ю. Ф. Гутаревич, К. Є. Долганов, І. І. Тимченко. Київ: Арістей, 2006. 476 с.
8. Нікіпчук С. В. Аналіз та оптимізація схем суміщення структурних елементів у системах охолодження автотранспортних двигунів. *IX міжнародний симпозиум українських інженерів-механіків у Львові*. 20–22 травня 2009 р.: праці. Львів, 2009. С. 271–272.
9. Гащук П. М., Нікіпчук С. В., Богачик Ю. Натурно-машинні засоби в моделюванні термодинамічних процесів, що перебігають у двигунах внутрішнього згоряння. *Динаміка, міцність та проектування машин і приладів*: вісник Державного університету «Львівська політехніка». Львів, 1998. № 354. С. 3–9.
10. Internal Combustion Engines: Performance, Fuel Economy and Emissions. London: IMechE, 2013. 254 p.
11. Гащук П. Н. Энергетическая эффективность автомобиля. Львов: Свит, 1992. 208 с.
12. Hashchuk P., Nikipchuk S. Heat generation and heat consumption in engine of rapid internal combustion. *Ukrainian Journal of Mechanical Engineering and Materials Science*. Львів, 2018. Vol. 4. № 1. P. 160–174.
13. Merksisz J. Ekologiczne aspekty stosowania silników spalinowych. Poznań: Wydawnictwo Politechniki Poznańskiej, 1995. 367 s.
14. Hnatov A., Arhun S., Ponikarovska S. Energy saving technologies for urban bus transport. *International journal of Automobile and Mechanical Engineering*. 2017. 14(4). P. 4649–4664. URL: http://ijame.ump.edu.my/images/Volume%2014%20Issue%204%202017/5_Hnatov%20et%20al.pdf (last access: 06.12.2021).
15. El-Ladan A.D., Haas O.C.L. Fan-pad evaporative battery cooling for hybrid electric vehicle thermal management. *IET*, 2015. DOI: 10.1049/cp.2015.0901.

Чередніков Володимир Миколайович, кандидат технічних наук, головний конструктор ТОВ «КБ «Аерокоптер». ORCID iD: 0000-0003-1857-3942. Тел.: +38 (095) 546-80-42. E-mail: polvl@yandex.ru.

Череднікова Олександра Володимирівна, кандидат технічних наук, доцент кафедри теплогазопостачання, вентиляції та теплоенергетики Національного університету «Полтавська політехніка імені Юрія Кондратюка». ORCID iD: 0000-0003-4684-9870. Тел.: +38 (095) 546-80-41. E-mail: al.chered108@gmail.com.

Oleksandra Cherednikova, PhD (Tech). Associate Professor, department of heat and gas supply, ventilation and heat energy, National University «Yuri Kondratyuk Poltava Polytechnic». ORCID iD: 0000-0003-4684-9870. Tel. +38 (095) 546-80-41. E-mail: al.chered108@gmail.com.

Volodymyr Cherednikov, PhD (Tech). Chief Designer (Department of chief designer) DB Aerocopter. ORCID iD: 0000-0003-1857-3942. Tel. +38 (095) 546-80-42. E-mail: polvl@yandex.ru.

Статтю прийнято 29.11.2021 р.