

УДК 621.431:62-713.3:004.9

## Випробування вентилятора системи охолодження двигуна внутрішнього згорання гелікоптера в умовах жаркого клімату

В. М. Чередніков<sup>1</sup>, О.В. Череднікова<sup>2</sup>, Д. В. Гузик<sup>3</sup>,

<sup>1</sup> К.т.н., доцент, головний конструктор ТОВ «КБ «Аерокоптер», Полтава, Україна, [polvl@yandex.ru](mailto:polvl@yandex.ru),

ORCID: 0000-0003-1857-3942

<sup>2</sup> К.т.н., доцент, Національний університет «Полтавська політехніка імені Юрія Кондратюка», Полтава, Україна, [al.chered108@gmail.com](mailto:al.chered108@gmail.com), ORCID: 0000-0003-4684-9870

<sup>3</sup> К.т.н., доцент, Національний університет «Полтавська політехніка імені Юрія Кондратюка», Полтава, Україна, [guzikd64@ukr.net](mailto:guzikd64@ukr.net), ORCID: 0000-0003-2130-951X

*Анотація.* У статті ставиться питання необхідності вирішення проблеми розширення температурних меж роботи системи охолодження двигуна внутрішнього згорання гелікоптера. Дане питання виникло з того, що при експлуатації гелікоптера на території африканських країн з спекотним кліматом відбувався перегрів двигуна. Питання використання гелікоптерів в цих умовах було обумовлено попитом на авіаційному ринку. Для розв'язання поставленої задачі був проведений вибір нових елементів системи охолодження, а саме радіатора та двох типів вентиляторів. Дослідження були направлені на збільшення тепловіддачі радіаторів системи охолодження шляхом збільшення типорозміру радіатора та збільшення швидкості повітряного потоку, який проходив крізь радіатор. Виконувалось 3D моделювання, проектування нової системи охолодження (СО), а потім і конструювання СО в двох варіантах з вентиляторами TEMIC та SPAL. Два дослідних зразки пройшли наземні та льотні випробування спочатку в умовах помірного клімату, де був виявлений зразок з найкращими параметрами роботи. Для льотних випробувань в умовах жаркого клімату була використана нова система охолодження з вентилятором SPAL, ці випробування тривали три дні. Дана стаття описує завершальний етап серії випробувань ефективності системи охолодження гелікоптера та аналіз отриманих результатів з підтвердженням остаточного досягнення поставленої мети, тобто підвищення верхньої температурної межі зовнішнього повітря для безперебійної та безпечної роботи гелікоптера.

*Ключові слова:* система охолодження двигуна, вентилятор, тепловіддача радіатора, експлуатаційна температура.

**Вступ.** Сучасні наукові напрямки у сфері розвитку двигунів транспортних засобів зосереджені на пошуку найбільш енергоефективних та економічних двигунів. Найбільшого розповсюдження набувають гібридні двигуни та електродвигуни для автомобільного транспорту. Для ефективності та стабільності роботи двигуна не останню роль відіграє система охолодження (СО), модернізації якої присвячені роботи багатьох науковців. У випадку малого авіаційного транспорту застосування електричних двигунів обмежено умовами нестабільності роботи таких типів двигунів. Від безперебійності роботи двигуна залежить безаварійна робота авіаційних апаратів. Тому виникає питання модернізації та підвищення характеристик наявних двигунів внутрішнього згорання, які дозволені для встановлення в авіаційних апаратах на території України.

**Актуальність дослідження.** Оскільки малогабаритні гелікоптери користуються попитом в країнах з жарким кліматом, здебільшого африканських країнах, виникає проблема перегріву двигуна при експлуатації літального апарату в умовах з підвищеною температурою навколишнього середовища. Для запобігання підви-

щенню температури двигуна вище допустимих меж потрібно змінити конструкцію системи охолодження двигуна зі збільшенням тепловіддачі від радіатора.

### **Останні дослідження та публікації.**

Теоретичні й практичні аспекти розвитку систем охолодження двигунів висвітлені в працях вітчизняних і зарубіжних вчених: Гащук П. М., Нікіпчук С. В., El-Ladan A.D., Haas O.C.L. та ін.

Українські вчені Абрамчук Ф. І., Гутаревич Ю.Ф., Гащук П.М., Нікіпчук С.В., Долганов К. Є., Тимченко І. І. досліджують термодинамічні процеси, які протікають у двигунах внутрішнього згорання, моделюють окремі процеси та цикли роботи двигуна, роблять пропозиції щодо зміни конструкцій задля підвищення коефіцієнта корисної дії, вносять пропозиції задля розроблення більш економічних систем охолодження тощо. Не останніми актуальними темами є вплив енергетичної ефективності двигунів на екологічні аспекти, бо від цього залежить майбутнє всієї планети. Швидке збільшення автомобільного транспорту на дорогах українських міст має суттєвий вплив на чистоту повітря.

**Формулювання цілей статті.** Метою проведення випробувань гелікоптера з новою

модернізованою системою охолодження безпосередньо в умовах підвищених температур для підтвердження ефективності та безперебійності роботи двигуна, який оснащений такою системою. Також проведення аналізу дослідження роботи системи охолодження для визначення більш чітких меж її використання.

**Основна частина.** Наявна система охолодження двигуна гелікоптера незадовільно працювала при підвищеній температурі навколишнього середовища, що вимагало зміни її конструкції.

Основні етапи для дослідження системи охолодження:

- тривимірне моделювання та розроблення документації на дослідний зразок системи охолодження;
- виготовлення дослідного зразка системи охолодження з встановленням на гелікоптер;
- перевірка ефективності нової системи охолодження в наземних випробуваннях та льотних перевірках на всіх режимах в умовах помірного клімату;
- перевірка ефективності нової СО на льотних перевірках в усіх режимах в умовах жаркого клімату з оцінюванням меж її ефективності;
- аналіз результатів досліджень та оцінка можливості застосування нової СО на гелікоптері та розроблення рекомендацій щодо використання нової СО на гелікоптері.

Перші три етапи детально описано в публікації [1]. В результаті порівняння характеристик елементів системи охолодження для тривимірного моделювання СО був прийнятий радіатор NISSENS 60427 з більшою тепловіддачею ніж існуючий та два типи вентиляторів TEMIC та SPAL (рис.1, 2).

Після проведення наземних та льотних випробувань системи охолодження було зроблено висновок, що більш ефективно працює та підтримує температуру в допустимих межах СО з вентилятором SPAL. Тому на четвертому та п'ятому етапах використано дослідний зразок СО з вентилятором SPAL (рис. 2).

Обладнання та засоби вимірювань, які використовувалися при проведенні випробувань:

- вольтметр із шкалою вимірювань до 20... 25 В та точністю не нижче 0,1 В;
- амперметр M42100;
- вольтамперметр M2044 ТУ 25-7514.106-86 зав.№22097;
- шунт 75ШСММ3-150-0,5 ТУ 4229-001-94077612-06;
- мотор-тестер S7000;

- мотор-тестер ELM327 з можливістю передачі даних через Bluetooth;
- смартфон з встановленим ПЗ OpenDiag, приєднаний і пов'язаний з мотор-тестером ELM327 по Bluetooth;
- система об'єктивного контролю гелікоптера;
- система реєстрації польотних даних;
- обладнання та прилади, штатно встановлені на гелікоптері.

Після успішних випробувань нової СО за умов помірного клімату було прийнято рішення провести випробування за умов спекотного клімату. Для цього в серпні до Африки було відправлено гелікоптер із дослідним зразком СО з вентилятором SPAL. На початку вересня було проведено випробування СО. Основною метою Програми була перевірка ефективності СО в умовах жаркого клімату.

Для проведення випробувань мотор-тестер S7000 замінено на мотор-тестер ELM327 зі смартфоном. З кабіни були демонтовані індикатори, що сигналізували про ввімкнення першого і другого ступенів охолодження.

На час проведення випробувань з двигуна було демонтовано капоти. В іншому склад обладнання, що використовувалося під час випробувань, не відрізнявся від складу обладнання, що застосовувалося при випробуваннях в умовах помірного клімату [1]. Випробування повинні були проводитися у трьох різних часових проміжках:

- перший етап – з 8:00 до 9:00;
- другий етап – з 12:00 до 13:00;
- третій етап – встановлення гелікоптера на льотному майданчику 13:00; польоти – з 15:00 до 16:00, що відповідало різного ступеня нагрівання гелікоптера прямими сонячними променями та різними умовами навколишнього середовища.

На кожному етапі послідовність польотів була однаковою і відповідала програмі польоту при випробуваннях у помірному кліматі. Фактично через погодні умови випробування проводилися протягом 3-х днів – другого, третього і дев'ятого вересня. Також було змінено час проведення етапів випробувань.

Умови проведення випробувань:

- 02 вересня: 1-ий політ (11:45) – температура навколишнього повітря – плюс 41°C;
- 2-ий політ (14:00) – температура навколишнього повітря – плюс 42°C;
- 03 вересня (14:00): – температура навколишнього повітря – плюс 41°C;
- 09 вересня (13:30): – температура навколишнього повітря – плюс 38°C.



Рис. 1. Зібраний та встановлений на гелікоптер дослідний зразок нової СО з вентиляторами TEMIC



Рис. 2. Зібраний та встановлений на гелікоптер дослідний зразок нової СО з вентиляторами SPAL

Результати льотних випробувань на території Африки представлено на рис. 3-7. У першому польоті 2 вересня (рис. 3) виконувалося коротке висіння, горизонтальний політ та тривале висіння. На короткому висінні вентилятори працювали на повну потужність в режимі теплової рівноваги. Температура на висінні не перевищувала  $87^{\circ}\text{C}$ . У горизонтальному польоті встановився циклічний режим роботи вентиляторів другого ступеня охолодження. Максимальна температура двигуна в горизонтальному польоті була  $86^{\circ}\text{C}$ , а мінімальна –  $79^{\circ}\text{C}$ . Протягом тривалого висіння вентилятори працювали на повну потужність у режимі теплової рівноваги. Температура протягом усього періоду висіння повільно піднімалася до  $93^{\circ}\text{C}$ , після чого зупинилася і далі не зростала. У другому польоті 02 вересня (рис. 4, 5) після стоянки гелікоптера протягом двох

годин під прямими сонячними променями виконано безперервний цикл, що складався з режимів горизонтального польоту (на початку та в кінці) та висіння. На всіх режимах польоту робота СО не відрізнялася від раніше розглянутої. У горизонтальному польоті вентилятори циклічно вмикалися, а на висінні встановилася теплова рівновага. Максимальна температура двигуна на висінні та в горизонтальному польоті дорівнювала  $86^{\circ}\text{C}$  і  $97^{\circ}\text{C}$ , відповідно.

Найбільш важкий цикл випробувань був виконаний 03 вересня (рис. 6). Перед початком випробувань гелікоптер знаходився під прямим сонячним промінням протягом 5-ти годин. Під час випробувань виконували тривале висіння.

Як і раніше, на висінні встановився режим теплової рівноваги. Максимальна температура при цьому дорівнювала  $90^{\circ}\text{C}$ .



Flight time = 1210 s (00:10); T = 1071 s (02.09.2018 9:27:52); View time = 561.5 s (9:26:5)

Рис. 3. Визначення ефективності CO з вентиляторами SPAL в умовах жаркого клімату 02 вересня (1-ий політ, початок):  $\tau$  – час, хв.;  $H$  – висіння;  $HF$  – горизонтальний політ;  $FF$  – робота вентиляторів на повну потужність;  $FC2$  – циклічна робота вентиляторів на другому ступені охолодження;  $EH$  – нагрівання двигуна при висінні та перехід до режиму усталеної теплової рівноваги:

- 1 – температура води охолодження двигуна, °C;
- 2 – відсоток навантаження двигуна, %;
- 3 – частота обертання двигуна, об/хв;
- 4 – приладова швидкість, м/с;
- 5 – висота, м;
- 6 – температура навколишнього повітря, °C



Flight time = 1702.5 s (08:22.5); T = 1550.5 s (02.09.2018 12:25:50); View time = 1401 s (23:21)

Рис. 4. Визначення ефективності CO з вентиляторами SPAL в умовах жаркого клімату 02 вересня (2-ий політ):  $EC$  – охолодження двигуна в горизонтальному польоті



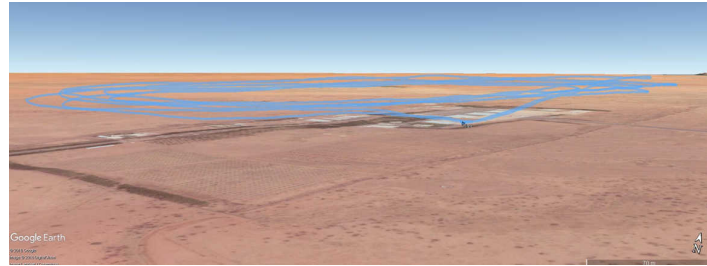


Рис. 5. Трек 2-го польоту при випробуваннях CO із вентиляторами SPAL в умовах жаркого клімату 02 вересня

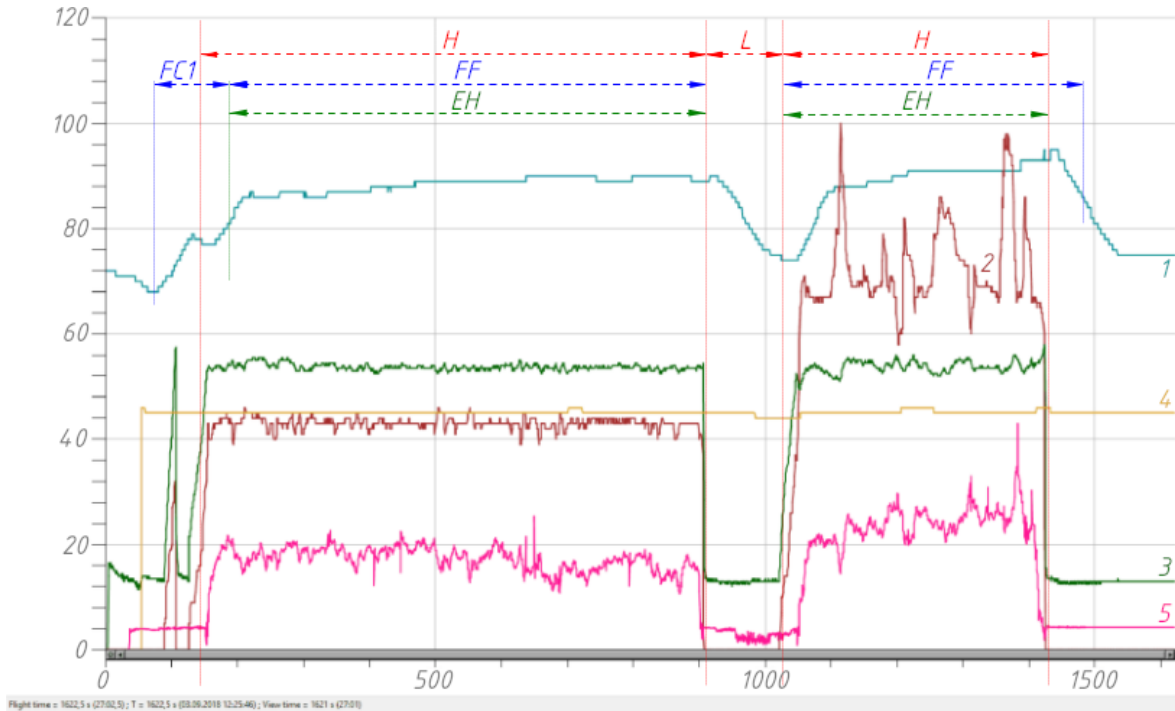


Рис. 6. Визначення ефективності CO з вентиляторами SPAL в умовах жаркого клімату 3 вересня: FC1 – циклічна робота вентиляторів першого ступеня охолодження; L – приземлення та охолодження двигуна

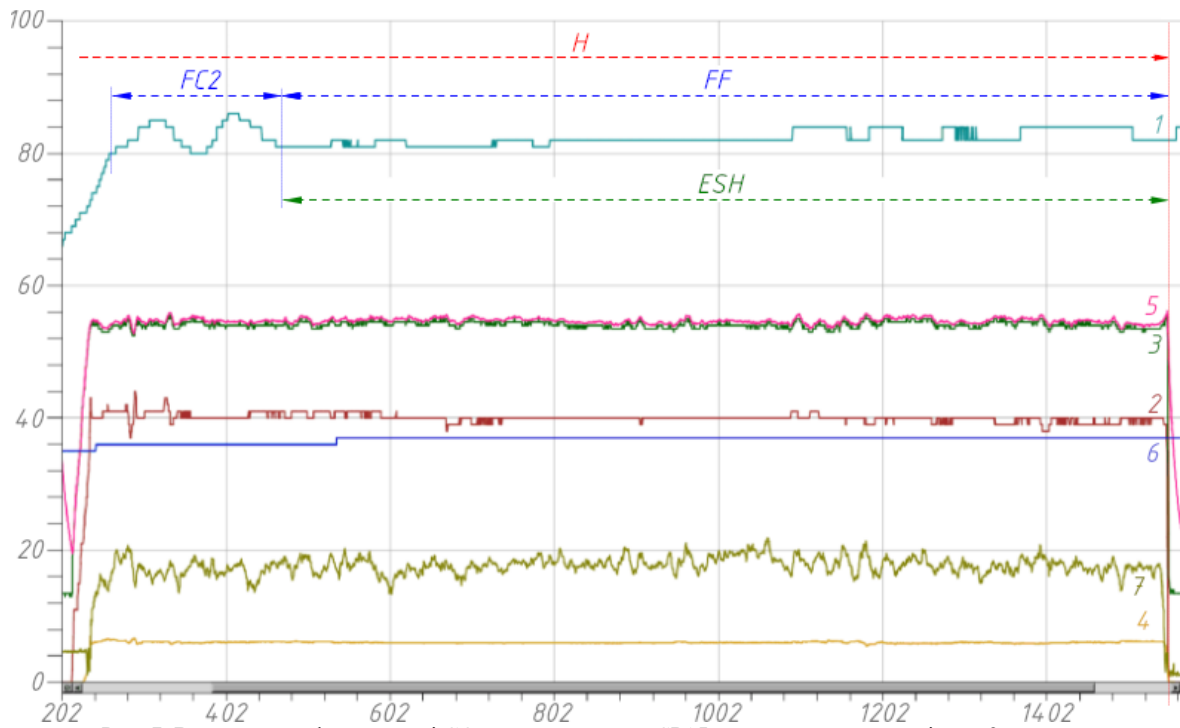


Рис. 7. Визначення ефективності CO з вентиляторами SPAL в умовах жаркого клімату 9 вересня: ESH – незначне нагрівання двигуна при висінні та перехід до режиму усталеної теплової рівноваги; 7 – висота за радіовисотоміром

Через 12,5 хвилин після початку висіння температура головного редуктора піднялася до критичної позначки, тому пілот був змушений здійснити посадку для його охолодження. Після зниження температури головного редуктора продовжили виконувати висіння. У цьому проміжку часу температура двигуна піднялася до 95 °С, що було викликано роботою двигуна на підвищених обертах, вище ніж рекомендовані 5400 об/хв.

Під час показових випробувань 09 вересня (рис. 7) виконувалося тривале висіння. Його тривалість становила 22,5 хв. На початковому етапі висіння вентилятори працювали циклічно, після чого вони увімкнулися на повну потужність, а СО перейшла в режим теплового рівноваги. Максимальна температура двигуна при циклічній роботі була 86 °С, а під час роботи вентиляторів на повну потужність – 84 °С.

Таким чином, випробування нової СО в умовах жаркого клімату підтвердили результати досліджень, отриманих у помірному кліматі, а також висловлені в ньому припущення, та довели можливість її використання за таких умов.

**Висновки** Розроблена нова системи охолодження (СО) виявилася значно ефективнішою за серійну. Двигун охолоджується швидше, а нагрівається повільніше. Тривалість циклу нагрівання-охолодження та перепад температури при охолодженні у новій СО більший.

Вентилятори СО працюють як у циклічному режимі, так і в режимі максимальної потужності. У горизонтальному польоті вентилятори працюють циклічно, а на висінні встановлюється режим теплової рівноваги.

На охолоджувальну здатність СО значний вплив має близькість до землі. На висоті 2-3 м від поверхні землі встановлюється тепла

рівновага. При цьому температура двигуна залишається постійною і лежить у межах від 81 °С та вище. На висоті 810 м тепла рівновага порушується, і двигун починає нагріватися; при обертах двигуна 5200-5400 об/хв висіння на висоті 2-3 м можна виконувати нескінченно довго. Встановлені на двигуні капоти впливають його температуру. Цей вплив стає суттєвим при температурі навколишнього повітря вище 30 °С; після 40 хв. польоту на режимі висіння настає перегрів головного редуктора. СО ефективно охолоджує двигун на висінні та в горизонтальному польоті, а гелікоптер із встановленою на ньому СО з вентиляторами SPAL може експлуатуватися за температури навколишнього повітря до плюс 45 °С. При використанні системи об'єктивного контролю необхідно відмовитися від використання мотор-тестера S7000 та використовувати замість нього мотор-тестер ELM327 зі смартфоном.

Виконаний аналіз довів ефективність нової СО та дав рекомендації щодо її використання на гелікоптері. Результати випробувань підтвердили розширення експлуатаційного діапазону температури навколишнього середовища, тобто збільшення його до плюс 45 °С.

**Перспективи подальших досліджень.** Подальші дослідження в напрямку підвищення ефективності системи охолодження двигуна внутрішнього згорання полягають у проведенні більш детального аналізу даних, які отримано в процесі випробувань. Має бути виконано тривимірне моделювання елементів СО. На підставі отриманих експериментальних даних, які дають можливість перевірки відповідності параметрів, можливе створення коректної моделі процесів теплообміну методом скінчених елементів в конструктивних елементах СО.

## Література

1. Чередніков В. М. Моделювання, конструювання та випробування системи охолодження ДВЗ з метою підвищення її ефективності / В. М. Чередніков, О. В. Череднікова // Зб. наук. праць Укр. держ. ун-ту залізнич. трансп. – Харків : УкрДУЗТ, 2021. – Вип. 198. – С. 129 – 147.
2. 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. doi: <https://doi.org/10.15282/ijame.14.4.2017.5.0366>
3. 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
4. Нікіпчук С. Аналіз та оптимізація схем суміщення структурних елементів у системах охолодження автотранспортних двигунів / Сергій Нікіпчук // IX міжнародний симпозиум українських інженерів-механіків у Львові. 20-22 травня 2009 р.: праці. – Львів, 2009. – С. 271–272.
5. Гашук П. М. Про зміст поняття «Коефіцієнт корисної дії автомобіля» / П. М. Гашук, М. І. Сичевський, А. М. Домінік // Зб. наук. пр. «Вісник ЛДУ БЖД». – Львів, 2016. – № 14. – С. 152–175.
6. Гашук П. Н. Энергетическая эффективность автомобиля / П. Н. Гашук. — Львов: Свит, 1992. — 208 с.

## References

1. Cherednikov V. M. Modeliuvannya, konstruiuvannya ta vyprobuvannya systemy okholodzhennia DVZ z metoiu pidvyshchennia yii efektyvnosti / V. M. Cherednikov, O. V. Cherednikova // Zb. nauk. prats Ukr. derzh. un-tu zaliznych. transp. – Kharkiv : UkrDUZT, Vyp. 198., 2021, pp. 129–147.
2. 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. doi: <https://doi.org/10.15282/ijame.14.4.2017.5.0366>
3. 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
4. Nikipchuk S. Analiz ta optymizatsiia skhem sumishchennia strukturnykh elementiv u systemakh okholodzhennia avtotransportnykh dvyhuniv / Serhii Nikipchuk // IX mizhnarodnyi sympozium ukrainskykh inzheneriv-mekhanikiv u Lvovi. 20-22 travnia 2009.: pratsi, Lviv, 2009, pp. 271-272.
5. Hashchuk P. M. Pro zmist poniattia «Koeffitsient korisnoi dii avtomobilia» / P. M. Hashchuk, M. I. Sychevskiy, A. M. Dominik // Zb. nauk. pr. «Visnyk LDU BZhD», Lviv, 2016, № 14, pp.152-175.
6. Hashchuk P. N. Energeticheskaya effektivnost avtomobilya /P. N. Hashchuk, Lviv: Svyt, 1992, 208p.

УДК 621.431:62-713.3:004.9

## Испытание системы охлаждения двигателя внутреннего сгорания вертолета в условиях жаркого климата

В. Н. Чередников<sup>1</sup>, А.В. Чередникова<sup>2</sup>, Д. В. Гузик<sup>3</sup>,

<sup>1</sup>к.т.н., доцент, главный конструктор ООО «КБ «Аэрокоптер», Полтава, Украина, [polvl@yandex.ru](mailto:polvl@yandex.ru),  
ORCID: 0000-0003-1857-3942

<sup>2</sup>к.т.н., доцент, Национальный университет “Полтавская политехника имени Юрия Кондратюка”, Полтава, Украина,  
[al.chered108@gmail.com](mailto:al.chered108@gmail.com), ORCID: 0000-0003-4684-9870

<sup>3</sup>к.т.н., доцент, Национальный университет “Полтавская политехника имени Юрия Кондратюка”, Полтава, Украина,  
[guzikd64@ukr.net](mailto:guzikd64@ukr.net), ORCID: 0000-0003-2130-951X

*Аннотация. В статье ставится вопрос необходимости решения проблемы по расширению температурных границ работы системы охлаждения двигателя внутреннего сгорания вертолета. Данный вопрос возник из того, что при эксплуатации вертолета на территории африканских стран с жарким климатом происходил перегрев двигателя. Вопрос использования вертолетов в этих условиях был обусловлен спросом на авиационном рынке. Для решения поставленной задачи был проведен выбор новых элементов системы охлаждения, а именно радиатора и двух типов вентиляторов. Исследования были направлены на увеличение теплоотдачи радиаторов системы охлаждения путем увеличения типоразмера радиатора и увеличения скорости воздушного потока, проходящего через радиатор. Выполнялось 3D-моделирование, проектирование новой системы охлаждения (СО), а затем и конструирование СО в двух вариантах с вентиляторами TEMIC и SPAL. Два опытных образца прошли наземные и летные испытания сначала в условиях умеренного климата, где был выявлен образец с наилучшими параметрами работы. Для летных испытаний в условиях с жарким климатом была использована новая система охлаждения с вентилятором SPAL, эти испытания длились три дня. Данная статья описывает завершающий этап серии испытаний на предмет эффективности системы охлаждения вертолета и анализ полученных результатов с подтверждением окончательного достижения поставленных целей, т.е. повышение верхней температурной границы наружного воздуха для бесперебойной и безопасной работы вертолета.*

*Ключевые слова: система охлаждения двигателя, вентилятор, теплоотдача радиатора, эксплуатационная температура.*

UDC 621.431:62-713.3:004.9

## Testing the cooling system of the helicopter internal combustion engine in hot climates

V. Cherednikov<sup>1</sup>, O. Cherednikova<sup>2</sup>, D. Guzyk<sup>3</sup>,

<sup>1</sup>PhD. Chief Designer. DB Aerocopter, Poltava, Ukraine, [polvl@yandex.ru](mailto:polvl@yandex.ru),

ORCID: 0000-0003-1857-3942

<sup>2</sup>PhD. Associate Professor. National University «Yuri Kondratyuk Poltava Polytechnic», Poltava, Ukraine,

[al.chered108@gmail.com](mailto:al.chered108@gmail.com), ORCID: 0000-0003-4684-9870

<sup>3</sup>PhD. Associate Professor. National University «Yuri Kondratyuk Poltava Polytechnic», Poltava, Ukraine, [guzikd64@ukr.net](mailto:guzikd64@ukr.net),

ORCID: 0000-0003-2130-951X

*Abstract. The article discusses the need to solve the problem of increasing the temperature limits of the operation of the cooling system of the internal combustion engine (ICE) of the helicopter. This issue arose from the fact that during the operation of the helicopter on the territory of African countries with a hot climate, the engine overheated. The use of helicopters in these conditions was due to the demand in the aviation market. To solve the problem, new elements of the cooling system were selected, i.e. radiator and two types of fans. The research was aimed at increasing the heat transfer from the radiators of the cooling system by increasing the size of the radiator and increasing the air flow rate through the radiator. 3D modeling, design of a new cooling system (CO), and then design of CO in two versions with TEMIC and SPAL fans were done. First, ground and flight tests for two prototypes in a temperate climate were done, as a result of which a prototype with the best performance parameters was determined. During the tests the equipment and measuring instruments were used: voltmeter; ammeter; voltmeter; shunt; motor tester with the ability to transfer data via Bluetooth; smartphone with OpenDiag software installed, which is included and connected to the motor tester via Bluetooth, helicopter objective control system, flight data registration system, equipment and devices normally installed on the helicopter. For flight tests in hot climates, a new cooling system with a SPAL fan was used, these tests lasted three days. This article describes the final stage of a series of tests for the effectiveness of the cooling system of a helicopter and an analysis of the results obtained with confirmation of the final achievement of the set goals, i.e. raising the upper temperature limit of the outside air for the safe operation of the helicopter.*

*Key words: engine cooling system, fan, radiator heat dissipation, operating temperature.*

Надійшла до редакції / Received 15.10.2021