

УДК 621.431.75-62.97  
DOI <https://doi.org/10.32782/2663-5941/2022.6/26>

**Чередніков В.М.**  
ТОВ «КБ «Аерокоптер»

**Череднікова О.В.**  
Національний університет «Полтавська політехніка імені Юрія Кондратюка»

## ВИПРОБУВАННЯ З ВИЗНАЧЕННЯ ХАРАКТЕРИСТИК ДВИГУНІВ ВНУТРІШНЬОГО ЗГОРАННЯ ГЕЛІКОПТЕРА НА ЛАБОРАТОРНОМУ СТЕНДІ

Під час проведення наведеного у даній статті випробування була виконана перевірка надійності двигуна внутрішнього згорання гелікоптера. Для повної перевірки роботоздатності двигуна, він повинен пройти чотири етапи випробувань. Усі етапи проходять на моторному стенді «PRO 800 DYNAMOMETER», який спеціально облаштований для перевірки двигунів внутрішнього згорання літальних апаратів. В складі стенду є консоль управління, яка допомагає оператору керувати двигуном та змінювати навантаження, та зменшує час реєстрації та обробки даних. Перший етап випробування – обкатка двигуна, при якій параметри двигуна повинні відповідати певним значенням, що зафіксовані в розробленій програмі випробування двигунів. Тільки після того якщо двигун продемонструє необхідні характеристики, виникне можливість переходити на наступний етап випробувань. Другий етап характеризується зміною швидкісних характеристик двигуна та з ними параметрів роботи двигуна т.я. максимальний крутний момент на колінчастому валу, частота обертання колінчастого валу, максимальна потужність двигуна, максимальна витрата палива, температура відпрацьованих газів та інші. На другому етапі випробування виконувалось при чотирьох положеннях дросельної заслінки: 25, 50, 75 та 100%. В ході експерименту стенд фіксував необхідні показники в графічному вигляді в залежності від часу та від частоти обертання колінчастого валу двигуна. На третьому етапі визначення та оцінки холостого ходу двигуна визначалися витрати палива в залежності від частоти обертання колінчастого валу при цьому частота обертання повинна була бути не менше 1000 об/хв. Четвертий заключний етап проводився з послідовним відключенням циліндрів двигуна. В результаті цього етапу була розрахована сумарна індикаторна потужність двигуна, середня індикаторна потужність циліндрів, потужність механічних втрат, умовний механічний ККД та коефіцієнт рівномірності роботи циліндрів. Усі етапи були проведені успішно, показники двигуна задовольняли висунутим до нього вимогам. Вимоги до обладнання, оточуючого середовища та палива теж повністю були витримані під час дослідів. В науковій роботі було проведено лабораторне випробування двигуна з повним аналізом підтвердження його роботоздатності.

**Ключові слова:** потужність двигуна, коефіцієнт корисної дії, витрата палива, частота обертання, температура відпрацьованих газів.

**Постановка проблеми.** Серцем будь-якого транспортного засобу є двигун, особливо він важливий для літальних апаратів, бо від його надійності залежить не тільки здатність безперебійної роботи, а і здатність до безаварійної роботи. Аварії при відмові двигуна, як відомо, для літальних апаратів несуть більш важкі наслідки, чим в наземному транспорті. На сьогодні в зв'язку з дефіцитом та здороженням енергоресурсів в вигляді палива, найбільш розповсюдженими є електричні двигуни, як найбільш дешеві в експлуатації та більш екологічні. Розвиток наукових досліджень в автомобільному транспорті зосереджений на розвитку гібридних та електродвигунів. Але в авіаційній галузі електродвигуни не

отримали сертифікати, дозвільні документи на встановлення в авіаційному транспорті, тобто не підтвердили свою безвідмовність та надійність на достатньому рівні. Питання дослідження режимів роботи двигунів внутрішнього згорання для встановлення на літальних апаратах залишається відкритим. Спочатку проводяться наземні лабораторні випробування, а потім льотні випробування на предмет можливості використання даного типу двигунів на літальному засобі. Якщо вносяться якісь конструктивні зміни в систему роботи двигуна з метою його удосконалення, підвищення енергоефективності, економічності його роботи. Всі такі зміни повинні супроводжуватися серіями лабораторних та льотних випробувань.

Малогабаритні гелікоптери досить широко застосовуються в комерційній сфері, сільському господарстві для здійснення польотів та для обробки продукції. Саме тому актуальність застосування двигунів внутрішнього згорання, які встановлюються на цих апаратах, все одно залишається і потребує подальших досліджень.

**Аналіз останніх досліджень і публікацій.** Коефіцієнт корисної дії будь-яких двигунів, ефективність їх роботи – головні питання, які намагаються розглядати вчені, центром наукових інтересів яких є двигуни внутрішнього згорання, в Україні ці задачі вирішують в своїх роботах Нікіпчук С.В., Гащук П.М., Домінік А. М., Сичевський М. І. [1], [2]. Дослідженнями енергетичної ефективності двигунів внутрішнього згорання займаються науковці вже протягом десятиліть. На енергетичну ефективність впливають процеси теплопередачі всередині циліндрів двигуна та від стінок циліндрів до охолоджувальної рідини [3], [4]. Енергія, яка відбирається від робочого тіла циклу двигуна відноситься до втрат тепла, тому має безпосередній вплив на екологічний стан навколишнього середовища [5], [6]. Теплопередачу можна досліджувати використовуючи засоби модельних розрахунків [7]. Енергетична ефективність роботи є важливою характеристикою для транспорту та будь-якої рухомої техніки, задачі її підвищення розглядаються в працях через підвищення якості згорання палива та теплоспоживання в робочому просторі [2, 8]. Підвищенню ефективності системи охолодження двигунів, що дає можливість застосовувати їх в більш жорстких кліматичних умовах, присвячені статті [9, 10]. Створюються аналітичні моделі перетворення форм енергії, які відбуваються всередині двигунів [11], але із-за складності багатofакторної моделі теоретичні дослідження проводяться паралельно з експериментальними з використанням дослідницьких стендів [7]. Технології поєднання віртуальності та натурності моделювання відносяться до hard-soft технологій досліджень.

**Постановка завдання.** Основні елементи літальних апаратів на відміну від наземного транспорту, а особливо двигун, повинні пройти ретельну перевірку та випробування перед тим, як їх можна буде встановлювати на діючий транспортний засіб. Тому потрібно проводити випробування кожного такого двигуна на придатність до застосування в режимі холостого ходу, при різних швидкісних режимах та при нерівномірності роботи циліндрів двигуна. Основним завданням

дослідження є визначення та фіксування усього переліку характеристик двигуна, які є в програмі випробувань, з подальшим порівнянням з діапазоном величин, які можуть приймати ці характеристики згідно вимог програми. У випадку задовільного результату можна зробити висновок про надійність двигуна та його придатність до використання. На основі отриманих графіків зміни характеристик двигуна протягом часу та в залежності від частоти обертання колінчастого валу двигуна доцільно буде в подальшому провести аналіз з покращення економічних характеристик двигуна з впровадженням та проведенням ще серії додаткових експериментальних досліджень.

**Основний матеріал дослідження.** Об'єктом випробувань є двигун EJ25, який встановлюється на малогабаритному літальному апараті – гелікоптері.

Випробування проводилося на стенді для двигунів DYNO.800 (рис.1). Руховий стенд «PRO 800 ENGINE DYNAMOMETER» призначений для випробувань двигунів внутрішнього згорання, в результаті яких визначаються швидкісні характеристики двигуна, характеристика холостого ходу двигуна, рівномірність роботи циліндрів та інші параметри.

Випробування склалися з чотирьох основних етапів:

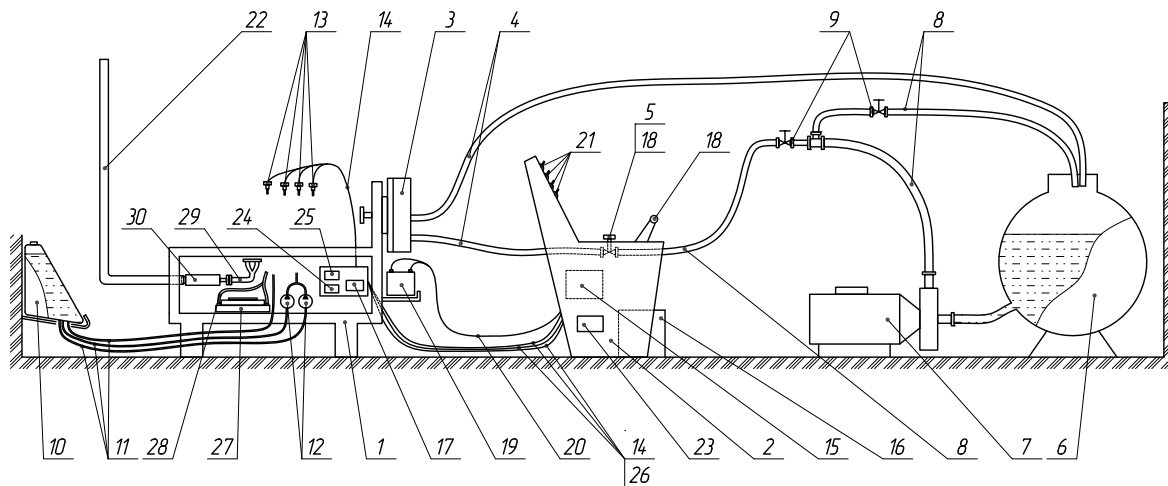
- 1) обкатка двигуна проводиться в три ступені;
- 2) визначення та оцінки швидкісних характеристик двигуна 4 ступені;
- 3) визначення та оцінка характеристики холостого ходу;
- 4) визначення та оцінка рівномірності роботи двигуна.

Випробування проводять у спеціально обладнаному приміщенні на стенді DYNO.800 за умов, які вказані у програмі випробувань двигуна [12].

Паливо, що застосовується. Автомобільний неетелірованний бензин з октановим числом не нижче 95 за методом дослідження А-95 (ДСТУ 4063-2001).

Моторама 1 (рис. 1) призначена для монтажу на ній двигуна, системи охолодження, вихлопної системи, гідравлічного гальма та інших допоміжних пристроїв. Моторама є основним силовим елементом конструкції, що приймає і передає зусилля між двигуном і гідравлічним гальмом.

Консоль керування 2 (рис. 1) призначена для полегшення роботи оператора та зменшення часу на обробку та реєстрацію даних. Для цього в одному місці об'єднані засоби керування дви-



**Рис. 1. Випробувальний стенд “PRO 800 DYNAMOMETER”:**

1 – моторама; 2 – консоль керування; 3 – гідравлічне гальмо; 4, 8 – трубопроводи; 5 – регулятор навантаження; 6 – бак для води; 7 – водяний насос; 9 – регулююча апаратура; 10 – паливний бак; 11 – паливopроводи; 12 – паливні насоси; 13 – датчики; 14, 20, 26 – електричні дроти; 15 – пристрій збору та обробки інформації з підсистемою автоматичного керування електронними пристроями; 16 – персональний комп’ютер; 17 – погодна станція; 18 – виконавчі пристрої; 19 – акумулятор; 21 – вимикачі; 22 – трубопровід відведення відпрацьованих газів; 23 – ел.система керування двигуном; 24 – блок запобіжників; 25 – блок реле; 27 – радіатор із вентиляторами; 28 – патрубки системи охолодження; 29 – випускний колектор; 30 – глушник

гуном та навантаженням з пристроями контролю, обробки та реєстрації даних.

Консоль керування (рисунок 2) являє собою корпус (1), виконаний з листової сталі, в якому встановлені механізми керування двигуном, а також показники та прилади, що відображають та реєструють параметри його роботи.

На корпусі консолі змонтовано (рисунок 2): розширена панель приладів (2); ЕСКД (22); діагностичний роз’єм (23); реле живлення ЕСКД (24) та електричні дроти.

У корпусі консолі змонтовані (рисунок 2): пристрій управління дросельною заслінкою (3); регулятор навантаження «LOAD» (4); показники: тиск води (5), частоти обертання колінчастого валу (6), тиск масла (7), температури охолоджуючої рідини (8), тиск палива (9); вимикачі та кнопки (10)-(15), монітор (19), а також пристрій збирання та обробки інформації з підсистемою автоматичного управління електронними пристроями – УСОПАУЕУ (20). Під приладову дошку встановлюють персональний комп’ютер (21), якщо немає іншого місця встановлення.

Розширена панель приладів (поз. 2, рис.2) відображає додаткову інформацію про стан систем двигуна і стенда. Вона змонтована на верхній частині корпусу консолі управління і зафіксована від переміщень циліндричними прорізами на її бічних поверхнях, гвинтами і гайками. Цим самим кріпленням до консолі управління прикріплений монітор.

Пристрій керування дросельною заслінкою є механізмом, який дозволяє здійснювати як ручне, так і автоматичне керування положенням дросельної заслінки.

Пристрій призначений для встановлення необхідного положення дросельної заслінки, а також автоматичної підтримки заданого режиму роботи двигуна.

Ручне керування здійснюють за допомогою важеля; автоматичне керування – за допомогою серво-приводу та програми “DYNO-MAX 2010”.

Перший етап випробувань – обкатка двигуна проходив у 3 ступеня. Перший ступінь проводився з положенням дросельної заслінки 3% при нормативних 2,5-3,5%. В ході першого ступеня обкатки: крутний момент колінчастого валу був 21 Н·м (за вимогами програми випробувань діапазон його значень 21–22 Н·м); частота обертання колінчастого валу коливалась від 1800–2200 об/хв (вимоги 1800–2200 об/хв.); діапазон потужності двигуна – 5,1–6,5 к.с. (вимоги 5–7 к.с.); витрата палива – 4,5–4,6 л/год (вимоги  $\leq 6$  л/год); температура охолоджувальної рідини – 71–77 °C (вимоги  $\leq 105$  °C); температура відпрацьованих газів дорівнювала 619–692 °C (вимоги  $\leq 730$  °C); температура повітря на вході в двигун +27–+31 °C (вимоги -18–+35 °C); тиск масла 4,9–5,0 кгс/см<sup>2</sup> (вимоги 4–6 кгс/см<sup>2</sup>); тиск палива в системі 34–35 PSI (вимоги 33–43 PSI); кут випередження запалювання 18°–19° (вимоги 17,5°–19,5 °); напруга живлення 13,7–14,4 В (вимоги 13,6–15,0 В);





Рис. 2. Консоль керування:

1 – корпус; 2 – розширена панель приладів; 3 – пристрій керування дросельною заслінкою; 4 – регулятор навантаження “LOAD”; 5 – показник тиску води; 6 – показник частоти обертання колінчастого валу двигуна; 7 – показник тиску олії; 8 – показник температури охолоджувальної рідини; 9 – показник тиску палива; 10 – вимикач живлення стенду “CONSOLE ON”; 11 – вимикач запалювання “IGNITION”; 12 – вимикач паливних насосів “FUEL PUMP” (не використовується); 13 – резервний вимикач “AUX.” (не використовується); 14 – кнопка запуску двигуна “STARTER”; 15 – вимикачі форсунок; 16 – показник рівня палива; 17 – показник температури двигуна; 18 – блок сигнальних ламп; 19 – комп’ютерна периферія (монітор, клавіатура, миша); 20 – пристрій збору та обробки інформації під системою автоматичного керування електронними пристроями; 21 – персональний комп’ютер; 22 – електронна система керування двигуном (ЕСКД); 23 – діагностичний роз’єм; 24 – реле живлення ЕСКД; 25 – роз’єм розширеної панелі приладів

барометричний тиск повітря 101,4 кПа (вимоги 80–110 кПа); відносна вологість повітря склала 20–34% (вимоги  $\leq 95\%$ ). Бачимо з результатів проходження першого ступеня, що усі параметри двигуна, які фіксували прилади системи контролю стенду, знаходилися в межах вимог до них в програмі випробувань.

Другий ступінь проводився з положенням дросельної заслінки 6% при нормативних 5,5–6,5%. В ході другого ступеня обкатки: крутний момент колінчастого валу був 34–36 Н·м (за вимогами програми випробувань діапазон його значень 34–36 Н·м); частота обертання колінчастого валу коливалась від 2400–2650 об/хв (вимоги 2300–2700 об/хв.); діапазон

потужності двигуна – 11,8–12,77 к.с. (вимоги 11–13 к.с.); витрата палива – 5,5–5,7 л/год (вимоги  $\leq 7$  л/год); температура охолоджувальної рідини – 71–86 °С (вимоги  $\leq 105$  °С); температура відпрацьованих газів дорівнювала 701–722 °С (вимоги  $\leq 730$  °С); температура повітря на вході в двигун +29–+33 °С (вимоги –18–+35 °С); тиск масла 5,1–5,2 кгс/см<sup>2</sup> (вимоги 4–6 кгс/см<sup>2</sup>); тиск палива в системі 38–42 PSI (вимоги 33–43 PSI); кут випередження запалювання 20,5–20,6° (вимоги 19,5–21,5°); напруга живлення 14,3–14,4 В (вимоги 13,6–15,0 В); барометричний тиск повітря 101,4 кПа (вимоги 80–110 кПа); відносна вологість повітря склала 20–22% (вимоги  $\leq 95\%$ ).

Третій ступінь проводився з положенням дросельної заслінки 9% при нормативних 8,5-9,5%. В ході третього ступеня обкатки: крутний момент колінчастого валу був 44–45 Н·м (за вимогами програми випробувань діапазон його значень 43–45 Н·м); частота обертання колінчастого валу коливалась від 2920–3155 об/хв (вимоги 2800–3200 об/хв.); діапазон потужності двигуна – 18,2–20 к.с. (вимоги 18–20 к.с.); витрата палива – 6,1–6,3 л/год (вимоги ≤8,5 л/год); температура охолоджувальної рідини – 76–87 °С (вимоги ≤105 °С); температура відпрацьованих газів дорівнювала 720–728°С (вимоги ≤730 °С); температура повітря на вході в двигун +31–+34°С (вимоги -18–+35 °С); тиск масла 5,4–5,5 кгс/см<sup>2</sup> (вимоги 4–6 кгс/см<sup>2</sup>); тиск палива в системі 38–42 PSI (вимоги 33–43 PSI); кут випередження запалювання 20,5°–21,5° (вимоги 23°–25°); напруга живлення 14,3–14,4 В (вимоги 13,6–15,0 В); барометричний тиск повітря 101,4 кПа (вимоги 80–110 кПа); відносна вологість повітря складала 20–25% (вимоги ≤95%). Як результат першого етапу обкатки, усі параметри характеристик двигуна знаходились в межах допустимих, тому цей етап був пройдений успішно, як цього вимагала програма випробувань і можна було переходити до другого етапу – перевірки швидкісних характеристик двигуна.

Результати випробувань другого етапу представлені у вигляді графіків на рис. 3 та рис. 4.

Ці графіки демонструють, що крива швидкості обертання (рис. 3) плавно зростає у всьому діапазоні швидкостей, починаючи з 1620 об/хв і закінчуючись 3950 об/хв. При цьому, крива крутного моменту, плавно знижується без явно виражених вершин і впадин. Максимальний крутний момент, в 153 Н\*м виникає на початку розгону при швидкості обертання 1670 об/хв, а мінімальний – в 93 Н\*м в кінці розгону.

Крива потужності має опуклу форму з максимумом 53,42 к.с. при швидкості обертання 3590 об/хв. На початку розгону потужність дорівнювала 36 к.с.; після проходження максимуму вона знижується до 51 к.с. наприкінці розгону.

Температура двигуна, як і температура газів, що відпрацьовали, протягом розгону збільшуються з 62 до 79 і з 623 до 747°С, відповідно. При цьому після проходження точки максимальної потужності швидкість зростання температур зростає, але до кінця розгону асимптотично знижується.

Температура повітря на вході в двигун у процесі розгону також збільшувалася з 26 до 30°С, що було зумовлено роботою двигуна та невеликими розмірами приміщення. Знаходилася вона у необхідних для випробувань межах.

Крива витрати палива має опуклий вигляд з максимумом, що відповідає точці максимальної потужності, а дорівнює 12,2 кг/год (16,8 л/год).

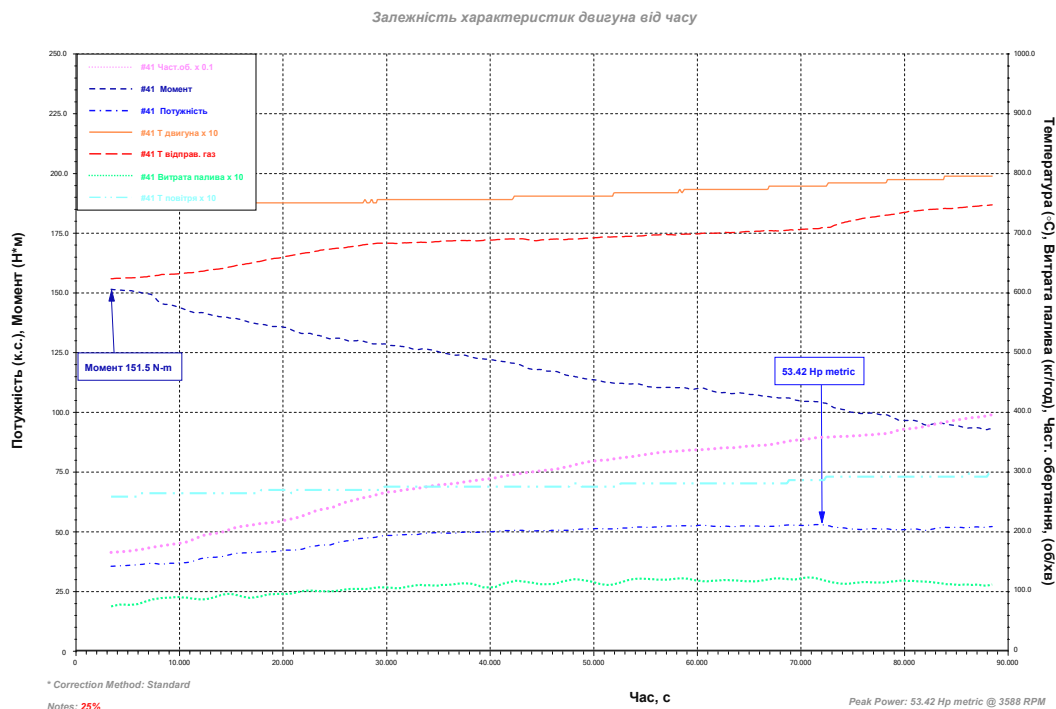
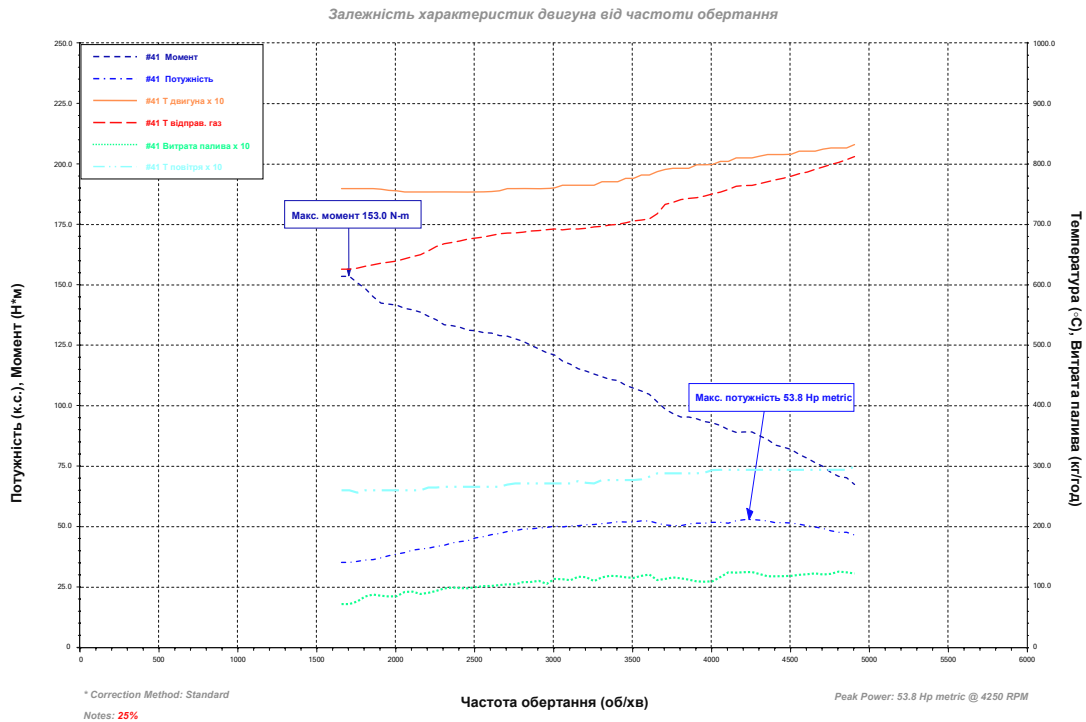


Рис. 3. Залежність характеристик двигуна від часу на 2-му етапі 1-го ступеня при положенні дросельної заслінки 25%



**Рис. 4.** Залежність характеристик двигуна від частоти обертання на 2-му етапі випробувань 1-ого ступеня при положенні дросельної заслінки 25%

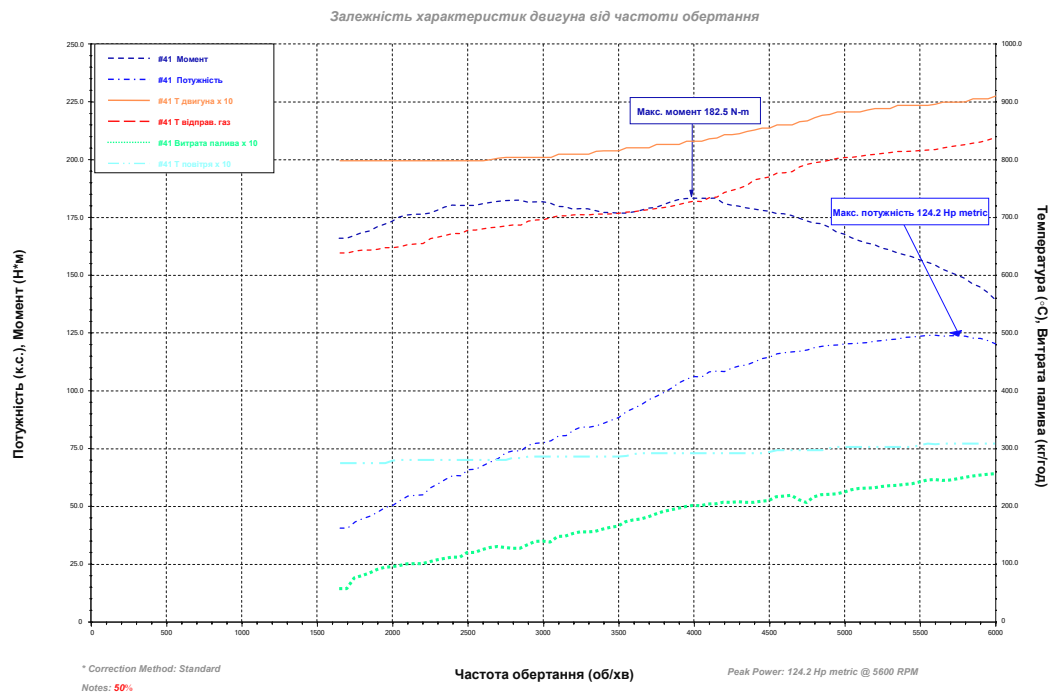
Протягом розгону до максимальної потужності витрата палива зростає, після чого трохи знижується. Нерівномірність кривої витрати пояснюється значною похибкою використаних витратомірів.

Усі, отримані під час другого етапу випробувань, результати перебували у межах вимог. За графіками випробувань рис. 3–8 була складена таблиця 1, яка дозволяла наглядно порівняти фактичні параметри, що зняті під час випробувань, та вимоги, які висувались до цих параметрів в кожній з чотирьох ступенів другого етапу випробувань. Чотири ступеня випробувань відрізнялися встановленими положеннями дросельної заслінки: 1 ступень – 25%, 2 ступень – 49%, 3 ступень – 75% та 4 ступень – 100%. Максимальний крутний момент на колінчастому валу відповідно на кожному ступені випробувань складав: на 1-ому ступені – 153 Н·м (вимоги  $\geq 150$  Н·м), на 2-ому ступені – 182,5 Н·м (вимоги  $\geq 180$  Н·м); на 3-ому ступені – 207,7 Н·м (вимоги  $\geq 205$  Н·м); на 4-ому ступені – 224 Н·м (вимоги  $\geq 223$  Н·м). Частота обертання колінчастого валу при максимальному моменті була на 1-ому ступені – 1670 об/хв (межі вимог 1500 ÷ 2100 об/хв), на 2-ому ступені – 4120 об/хв (межі вимог 2500 ÷ 4500 об/хв), на 3-ому ступені – 3200 об/хв (межі вимог 2600 ÷ 4600 об/хв), на 4-ому ступені – 3140 об/хв (межі вимог 2600 ÷ 4600 об/хв). Макси-

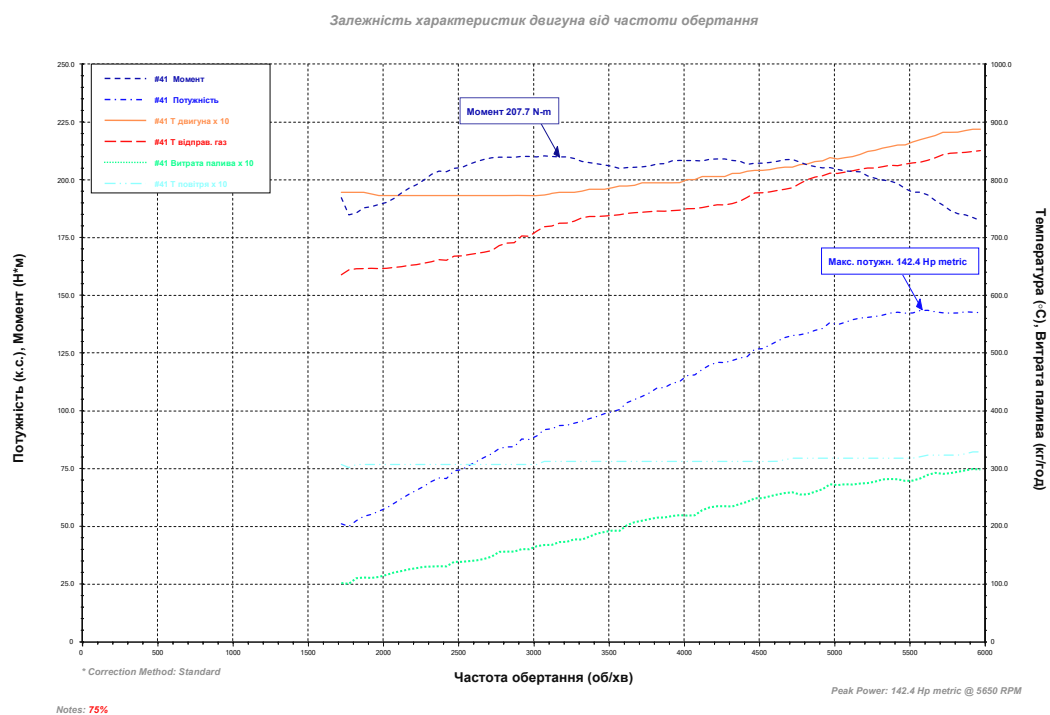
мальная потужність двигуна була теж в допустимих межах на кожному ступені другого етапу випробувань: 1-ий – 53,8 к.с. (вимоги  $\geq 50$  к.с.), 2-ий – 124,2 к.с. (вимоги  $\geq 124$  к.с.), 3-ий – 142,4 к.с. (вимоги  $\geq 140$  к.с.), 4-ий – 157,4 к.с. (вимоги  $\geq 156$  к.с.). Частота обертання колінчастого валу при максимальній потужності була на 1-ому ступені – 3390 об/хв (вимоги 3200 ÷ 4800 об/хв), на 2-ому ступені – 5560 об/хв (вимоги 5000 ÷ 6000 об/хв), на 3-ому ступені – 5650 об/хв (вимоги 5000 ÷ 6000 об/хв), на 4-ому ступені – 5800 об/хв (вимоги 5000 ÷ 6000 об/хв). Максимальна витрата палива складала на кожному ступені: 1 – 16,8 л/год ( $\leq 20$  л/год), 2 – 33,6 л/год ( $\leq 35$  л/год), 3 – 39,6 л/год ( $\leq 40$  л/год), 4 – 40,9 л/год ( $\leq 42$  л/год). Температура охолоджуючої рідини в процесі другого етапу дорівнювала: 1-шій ступінь – 79°C (вимоги  $\leq 105$  °C), 2-ий ступінь – 91°C (вимоги  $\leq 105$  °C), 3-ій ступінь – 90°C (вимоги  $\leq 105$  °C), 4-ий ступінь – 89°C (вимоги  $\leq 105$  °C). Температура відпрацьованих газів за показами приладів була 1 – 747°C (вимоги  $\leq 880$  °C), 2 – 833°C (вимоги  $\leq 880$  °C), 3 – 861°C (вимоги  $\leq 880$  °C), 4 – 847°C (вимоги  $\leq 880$  °C).

Температура повітря на вході в двигун, тиск масла, напруга живлення, барометричний тиск та відносна вологість оточуючого повітря див. рис. 3–8 та таблицю 1 теж були в межах норм.

В ході третього етапу випробувань визначення та оцінки холостого ходу двигуна внутрішнього



**Рис. 6.** Залежність характеристик двигуна від частоти обертання на 2-му етапі випробувань 2-ого ступеня при положенні дросельної заслінки 50%



**Рис. 7.** Залежність характеристик двигуна від частоти обертання на 2-му етапі випробувань 3-ого ступеня при положенні дросельної заслінки 75%

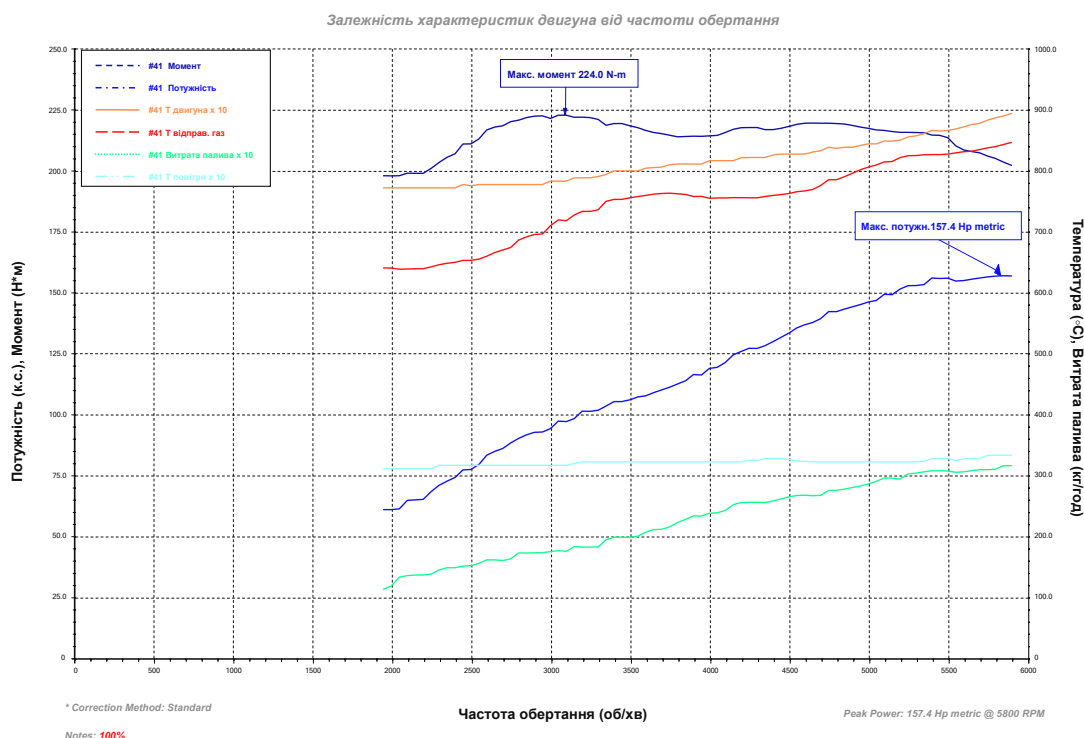
згорання визначалися величини витрат палива при різній частоті обертання колінчастого валу: при 1000÷1650 об/хв витрати палива склали 2,0 л/год (норма не більше 2,5 л/год), при 1900÷2100 об/хв – 3,2 л/год (норма не більше 3,5 л/год), при 2400÷2600 об/хв – 5,2 л/год (норма

не більше 5,5 л/год), при 2900÷3100 об/хв – 6,6 л/год (норма не більше 7,6 л/год), при 3400÷3600 об/хв – 9,1 л/год (норма не більше 10,0 л/год). Третій етап випробувань теж був успішно пройдений, т.я. витрата палива перебувала в межах вимог.

Таблиця 1  
**Параметри двигуна, що підлягають контролю та оцінці на етапі визначення та оцінки швидкісних характеристик двигуна**

Ступінь,	Параметри													
	Положення дросельної заслінки, %	Максимальний крутний момент на колінчастому валу, Н·м	Частота обертання колін. вала при макс. моменті, об/хв	Макс. потужність двигуна, кс	Частота обертання колін. вала при макс. потужності, об/хв	Максимальна витрата палива, л/год	Температура охолоджуючої рідини, °	Температура відпрацьованих газів, °	Температура повітря на вході в двиг., °	Тиск масла, кгс/см <sup>2</sup>	Тиск палива в системі, PSI	Напругта живлення, В	Барометричний тиск повітря, кПа	Відносна вологість повітря, %
<b>1-й ступінь</b>														
<b>Вимоги</b>	24,5÷25,5	≥150	1500÷ 2100	≥50	3200÷ 4800	≤20	≤105	≤880	-18÷+35	4,0÷6,0	33÷43	13,6÷15,0	80÷110	≤95
Фактичні	25	153	1670	53,8	3390	16,8	79	747	25÷30	5,8	42	13,7÷14,3	101,6	41
<b>2-й ступінь</b>														
<b>Вимоги</b>	49,5÷50,5	≥180	2500÷ 4500	≥124	5000÷ 6000	≤35	≤105	≤880	-18÷+35	4,0÷6,0	33÷43	13,6÷15,0	80÷110	≤95
Фактичні	49	182,5	4120	124,2	5560	33,6	91	833	27÷31	5,7	42	13,6#14,1	101,7	31
<b>3-й ступінь</b>														
<b>Вимоги</b>	74,5÷75,5	≥205	2600÷ 4600	≥140	5000÷ 6000	≤40	≤105	≤880	-18÷+35	4,0÷6,0	33÷43	13,6÷15,0	80÷110	≤95
Фактичні	75	207,7	3200	142,4	5050	39,6	90	861	29÷33	5,97	42	13,9÷14,3	101,5	42
<b>4-й ступінь</b>														
<b>Вимоги</b>	99,5÷100	≥223	2600÷ 4600	≥156	5000÷ 6000	≤42	≤105	≤880	-18÷+35	4,0÷6,0	33÷43	13,6÷ 15,0	80÷110	≤95
Фактичні	100	224,0	3140	157,4	5800	40,9	89	847	31÷34	5,94	42	14,0÷14,3	101,5	35





**Рис. 8.** Залежність характеристик двигуна від частоти обертання на 2-му етапі випробувань 4-ого ступеня при положенні дросельної заслінки 100%

Останній четвертий етап випробувань визначення нерівномірності роботи циліндрів був зафіксований в графічній формі на рис. 9 та рис. 10. Під час четвертого етапу спочатку працювали чотири циліндри при цьому Максимальний крутний момент на колінчастому валу ( $M_{\kappa})_{\max}$  дорівнював 224 Н·м, частота обертання колінчастого валу двигуна при максимальному крутному моменті і всіх працюючих циліндрах – 3140 об/хв, потужність двигуна при максимальному крутному моменті і всіх працюючих циліндрах  $N_{(M\kappa)_{\max}}$  – 110 к.с. Потім відбувалось послідовне відключення циліндрів та визначались параметри. При відключенні першого циліндра частота обертів складала 2036 об/хв, зміна частоти обертів

$$\delta_{n_i} = \frac{n - n_i}{n} \cdot 100\%$$

дорівнювала 35,16%, крутний момент 149,5 Н·м, потужність двигуна  $N_{-i}$  – 43,3 к.с., умовна індикаторна потужність циліндрів  $N_i = N_{(M\kappa)_{\max}} - N_{-i} = 56,8$  к.с., сумарна індикаторна потужність  $N_{\Sigma} = \sum N_i = 228$  к.с., середня індикаторна потужність циліндрів  $N_{cp} = \frac{N_{\Sigma}}{4} = 57$  к.с., відхилення від середньої потужності

$$\delta_{N_i} = \frac{N_{cp} - N_i}{N_{cp}} \cdot 100\% = 0,42\%$$

В випадку відключення другого циліндра частота обертів складала 2071 об/хв, зміна частоти обертів дорівнювала 34,04%, крутний момент 151,7 Н·м, потужність двигуна  $N_{-i}$  – 44,7 к.с., умовна індикаторна потужність циліндрів  $N_i = N_{(M\kappa)_{\max}} - N_{-i} = 56,2$  к.с., відхилення від середньої потужності

$$\delta_{N_i} = \frac{N_{cp} - N_i}{N_{cp}} \cdot 100\% = 1,44\%$$

Коли був відключений третій циліндр частота обертів складала 2024 об/хв, зміна частоти обертів дорівнювала 35,54%, крутний момент 148,5 Н·м, потужність двигуна  $N_{-i}$  – 42,8 к.с., умовна індикаторна потужність циліндрів  $N_i = N_{(M\kappa)_{\max}} - N_{-i} = 57,3$  к.с., відхилення від середньої потужності

$$\delta_{N_i} = \frac{N_{cp} - N_i}{N_{cp}} \cdot 100\% = -0,53\%$$

При відключенні четвертого циліндру частота обертів складала 2009 об/хв, зміна частоти обертів дорівнювала 36,02%, крутний момент 148 Н·м, потужність двигуна  $N_{-i}$  – 42,3 к.с., умовна індикаторна потужність циліндрів  $N_i = N_{(M\kappa)_{\max}} - N_{-i} = 57,8$  к.с., відхилення від середньої потужності

$$\delta_{N_i} = \frac{N_{cp} - N_i}{N_{cp}} \cdot 100\% = -0,013\%$$

За отриманими результатами на четвертому етапі була розрахована потужність механічних втрат  $N_{\text{втрат}} = N_{\Sigma} - N_{(M\kappa)_{\max}} = 118$  к.с., умовний механічний

Залежність характеристик двигуна від частоти обертання

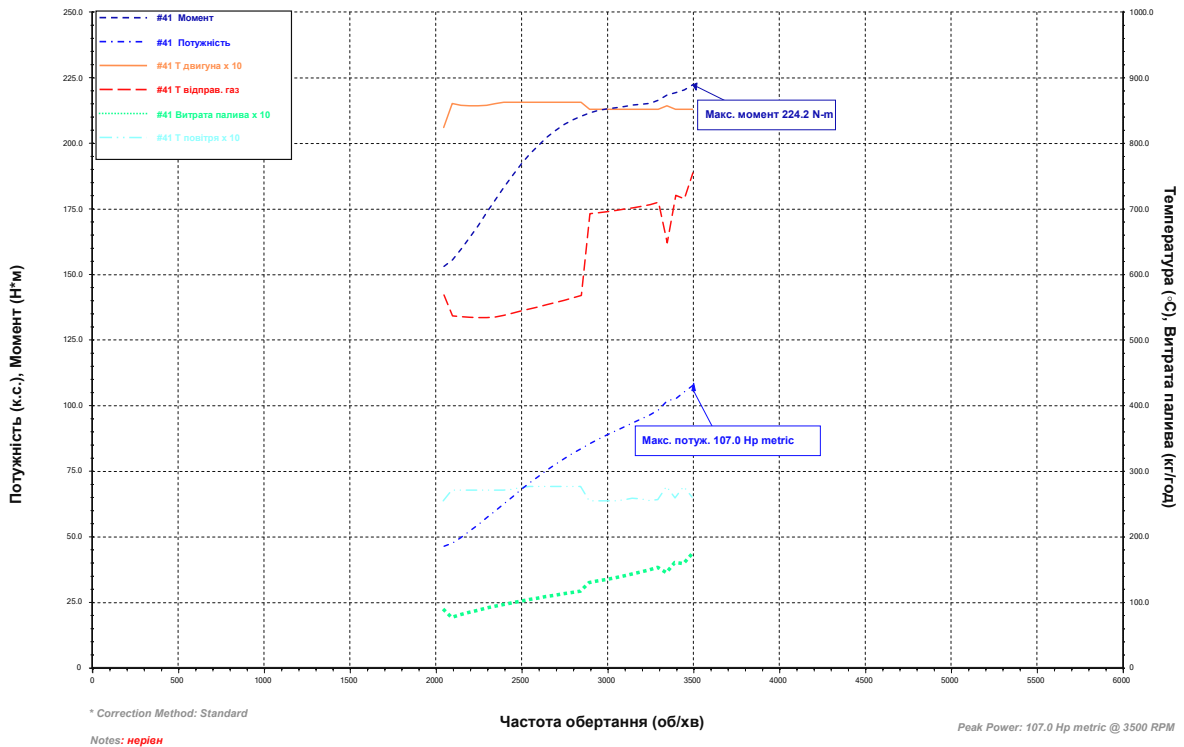


Рис. 9. Залежність характеристик двигуна від частоти обертання на 4-му етапі випробувань при нерівномірній роботі циліндрів

Залежність характеристик двигуна від часу

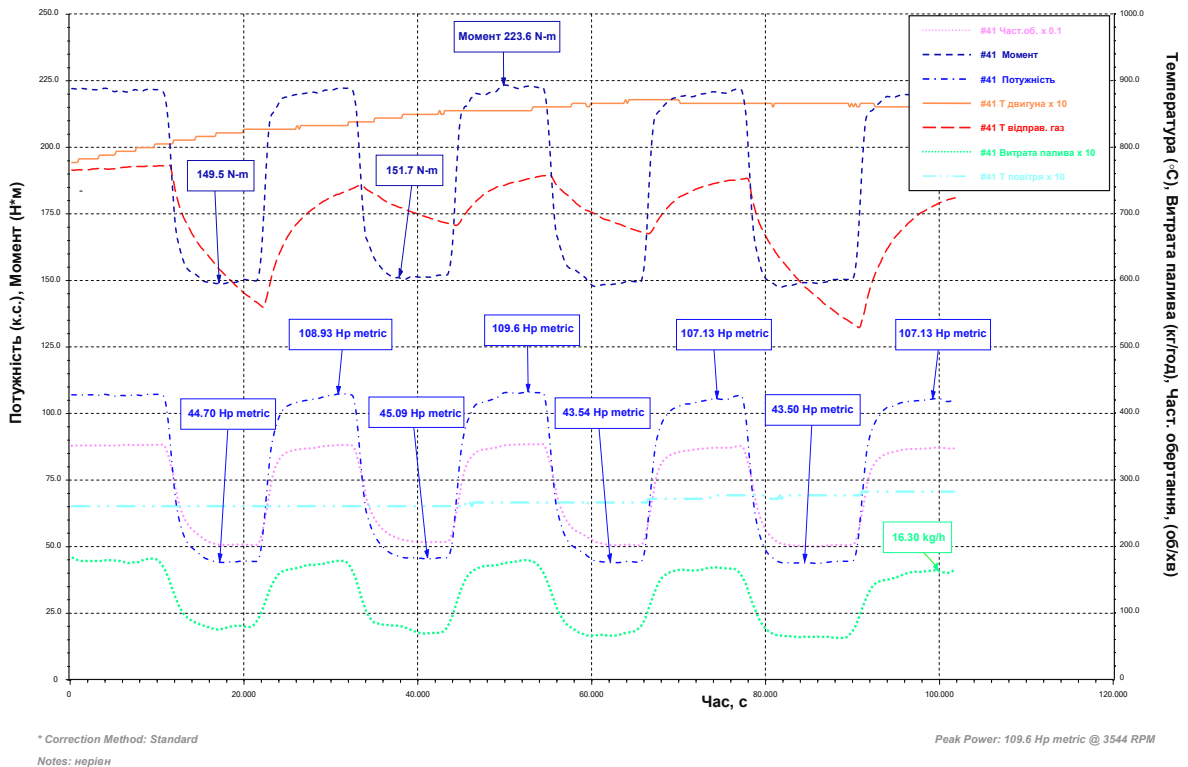


Рис. 10. Залежність характеристик двигуна від часу на 4-му етапі випробувань при нерівномірній роботі циліндрів

ККД  $\eta = \frac{N_{(M_k)_{\max}}}{\sum N_i} = 0,44$ , який за вимогами повинен був бути більшим за 0,37, та коефіцієнт рівномірності роботи циліндрів  $\Delta = \frac{N_i}{(N_i)_{\max}} = 0,973$ , норма для якого складала 0,95.

**Висновки.** В процесі проходження двигуном внутрішнього згорання випробувань згідно програми випробувань всі чотири етапи пройшли успішно. Як результат випробувань можна зро-

бити висновок, що даний двигун можна встановлювати в малогабаритних літальних апаратах, а саме гелікоптерах. Даний тип двигуна пройшов етап обкатки та показав стабільні швидкісні характеристики, при нерівномірності роботи циліндрів параметри двигуна все одно знаходилися в допустимих межах, що дає можливість впевнено заявляти про надійність даного типу двигуна та є підставою для використання таких двигунів в малогабаритних гелікоптерах.

#### Список літератури:

1. Гащук П.М., Сичевський М.І., Домінік А.М. Про зміст поняття «Коефіцієнт корисної дії автомобіля». *Зб. наук. пр. «Вісник ЛДУ БЖД»*. 2016. № 14. С. 152–175.
2. Гащук П.Н. Энергетическая эффективность автомобиля. Львов : Свит, 1992. 208 с.
3. Абрамчук Ф.І., Гутаревич Ю.Ф., Долганов К.Є., Тимченко І.І. Автомобільні двигуни: підручник. Київ: Арістей, 2006. 476 с.
4. Гащук П.М., Нікіпчук С.В. Особливості теплотворення в двигуні внутрішнього згорання. *Автомобільний транспорт*. Харків, 2018. № 42. С. 12–21. DOI: 10.30977/AT.2219-8342.2018.42.0.12
5. Gronowicz J. Ochrona środowiska w transporcie lądowym. *Szczecin: Wydawnictwo Politechniki Szczecińskiej*, 1996. 301 s.
6. Merksiz J. Ekologiczne aspekty stosowania silników spalinowych. Poznań: Wydawnictwo Politechniki Poznańskiej, 1995. 367 s.
7. Гащук П.М., Нікіпчук С.В., Богачик Ю. Натурно-машинні засоби в моделюванні термодинамічних процесів, що перебігають у двигунах внутрішнього згорання. *Вісник Державного університету «Львівська політехніка» «Динаміка, міцність та проектування машин і приладів»*. 1998. № 354. С. 3–9
8. Гащук П., Нікіпчук С. Аналитическая аппроксимация топливных характеристик автомобильного двигателя. *TeKa komisji naukowo-problemowej motoryzacji: «Konstrukcja, Badania, Eksploatacja, Technologia pojazdów samochodowych I silników sralinowych»*. Kraków: Polska Akademia nauk oddział w Krakowie, 2001. Nr 22. S. 127–134.
9. Чередніков В.М., Череднікова О.В. Моделювання, конструювання та випробування системи охолодження ДВЗ з метою підвищення її ефективності. *Зб. наук. праць Укр. держ. ун-ту залізнич. трансп.* Харків : УкрДУЗТ, 2021. Вип. 198. С. 66–81. DOI: 10.18664/1994-7852.198.2021.256607
10. Чередніков В.М., Череднікова О.В., Гузик Д.В. Випробування вентилятора системи охолодження двигуна внутрішнього згорання гелікоптера в умовах жаркого клімату. *Вентиляція, освітлення та теплогазопостачання: науково-технічний збірник*. 2021. Вип. 39. С. 54–61. DOI: 10.32347/2409-2606.2021.39.53-60
11. Гащук П., Богачик Ю. Аналітичні засоби моделювання процесів теплотворення-теплоспоживання в двигуні з яскровим запалюванням на ялових режимах його роботи. *Зб. наук. пр.: «Проектування, виробництво та експлуатація автотранспортних засобів та автопоїздів»*. Львів: Західний науковий центр Транспортної академії України, 1995. Т. 1. С. 34–51.
12. Чередніков В.М., Череднікова О.В. Підготовка до випробувань з створенням програми визначення характеристик двигунів внутрішнього згорання гелікоптера на лабораторному стенді. *Вчені записки ТНУ імені В.І. Вернадського. Серія: Технічні науки*, 2022. Том 33 (72) №5. С. 00–00. <https://doi.org/10.32838/2663-5941/2022.5/00>

#### Cherednikov V.M., Cherednikova O.V. TESTING FOR DETERMINING THE CHARACTERISTICS OF INTERNAL COMBUSTION ENGINES OF THE HELICOPTER ON THE LABORATORY STAND

*During the test, which is presented in this article, the reliability of the internal combustion engine of the helicopter was checked. In order to fully verify the performance of the engine, the engine must pass four stages of testing. All stages were done on the "PRO 800 DYNAMOMETER" motor stand, which is specially equipped for testing aircraft internal combustion engines. The stand includes a control console that helps the operator control the engine and change the load, and reduces the time of data registration and processing. The first stage of the test is the engine run-in, during which the engine parameters must correspond to certain values recorded in the engine test program. Only after the engine shows the necessary characteristics, it will*

*be possible to proceed to the next stage of the test. The second stage is characterized by a change in the speed characteristics of the engine and with them the parameters of the engine, i.e. maximum crankshaft torque, crankshaft rotation frequency, maximum engine power, maximum fuel consumption, exhaust gas temperature, and others. At the second stage, the test was done at four throttle positions: 25, 50, 75 and 100%. During the experiment, the stand recorded the necessary data in graphic form depending on the time and the frequency of rotation of the crankshaft of the engine. At the third stage of determining and evaluating the idling of the engine, fuel consumption was determined depending on the frequency of rotation of the crankshaft, while the frequency of rotation should be more than 1000 rpm. The fourth final stage was done with sequential disconnection of the engine cylinders. As a result of this stage, the total indicator power of the engine, the average indicator power of the cylinders, the power of mechanical losses, the conditional mechanical efficiency and the coefficient of uniformity of the cylinders were calculated. All stages were completed successfully, the characteristics of the engine corresponded to the requirements. The requirements for equipment, environment and fuel also completely coincided with the requirements for them during the experiments. In this scientific work, a laboratory test of the engine was done with a full analysis to confirm its efficiency.*

**Key words:** *engine power, engine efficiency, fuel consumption, rotation frequency, exhaust gas temperature.*