

А.С. Швець, В.А. Пророка, О.О. Добродомов, О.В. Кулик, В.А. Солнцев

## РОЗРОБКА СТЕНДУ ВОГНЕВИХ ВИПРОБУВАНЬ РАКЕТНИХ ДВИГУНІВ

*Анотація. Стенди вогневих випробувань є основним засобом для отримання інформації про параметри роботи ракетних двигунів та необхідний ступінь їх надійності на етапі відпрацювання. Основними вимогами, що висувуються до стендів вогневих випробувань є зручність та безпека при їх експлуатації, високий рівень точності отриманих даних експерименту, невисока вартість та доступність елементів конструкції та апаратного забезпечення. Метою роботи є розробка універсального стенду, призначеного для випробувань ракетних двигунів твердого палива та рідинних ракетних двигунів з тягою до 7000 Н. Дані двигуни можуть бути використані у якості складових рушійної установки суборбітальних ракет-носіїв надлегкого і легкого класу, а також представляти собою розгінні блоки або прискорювачі інших типів літальних апаратів. Представлено конструкцію стенду, реалізовану дослідницькою командою “Rocketry agency”, що відповідає заявленим вимогам. Запропоновано заходи, які для поданої конструкції стенду дозволили суттєво знизити негативний вплив ряду факторів на точність вимірювань тяги ракетних двигунів.*

*Ключові слова: стенд вогневих випробувань ракетних двигунів, суборбітальна ракета, відпрацювання об'єктів ракетно-космічної техніки, ракетні двигуни твердого палива, рідинні ракетні двигуни, ракетні прискорювачі літальних апаратів, точність вимірювань, тензодатчик, тиск у камері згорання.*

**Постановка проблеми.** Ракетні двигуни є одними з найскладніших та найважливіших елементів об'єктів ракетної техніки. Процеси, що відбуваються у ракетних двигунах є складними і потребують ретельного дослідження. Розробка ракетного двигуна складається з етапів вибору компонентів ракетного палива, принципової та конструктивно-компонувальної схеми двигуна, матеріалів його конструкцій, розрахунку режимів роботи двигуна, розрахунків на міцність тощо. Для підтвердження роботоздатності рішень прийнятих на даних етапах переходять до етапу відпрацювання ракетних двигунів. Для цього використовують стенди, основною задачею яких є імітація роботи двигуна в умовах максимально наближених до експлуатаційних, отримання необхідної інформації про фізичні параметри, що визначають ефективність з якою даний двигун може виконати поставлену задачу та перевірку надійності його роботи. Стендове відпрацювання дозволяє на порядок скоротити витрати на аналогічне відпрацювання двигуна в умовах реального польоту та значно спростити отримання необхідних даних про результат випробування. Тому, розробка стендів для проведення вогневих випробувань ракетних двигунів є актуальною задачею.

У рамках даної роботи розглядається розробка універсального стенду вогневих випробувань для ракетних двигунів твердого палива (РДТП) та рідинних ракетних двигунів (РРД) з максимально допустимою тягою до 7000 Н. Ракетні двигуни такого класу можуть виступати у якості складових рушійної установки суборбітальних ракет-носіїв надлегкого і легкого класу, а також представляти собою розгінні блоки або прискорювачі інших типів літальних апаратів. Для РРД двигуни з такими параметрами можуть виступати у якості експериментальних установок-демонстраторів для тестування перспективних рідких ракетних палив, що у подальшому можуть бути застосовані у складі більш потужних РРД.

До основних вимог, що висуваються при розробці стенду вогневих випробувань належать:

— зручність експлуатації випробувального обладнання при підготовці та проведенні випробувань;

— забезпечення максимального рівня безпеки технічного персоналу, що бере участь у вогневих випробуваннях при штатних і усіх можливих випадках нештатних ситуацій;

— забезпечення необхідної орієнтації та надійного закріплення засобів випробувань, до яких належать безпосередньо двигун, необхідні стапелі, підвіски, допоміжні агрегати тощо;

— забезпечення максимальної точності вимірювань параметрів, що досліджуються в ході випробувань;

— можливість проведення спостережень та видачі управляючих команд у режимі реального часу у дистанційному режимі;

— мінімум матеріальних та часових затрат на розробку і виготовлення.

Представлений у роботі стенд вогневих випробувань розроблено дослідницькою командою “Rocketry agency”, яка займається розробкою, виготовленням, відпрацюванням та запуском експериментальних зразків дослідницьких та суборбітальних ракет-носіїв легкого та надлегкого класів [1-4]. Діяльність команди здійснюється за активної підтримки Space Lab Noosphere Engineering School та Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара.

**Аналіз останніх досліджень і публікацій.** Джерело [5] містить основні відомості та методичні підходи до проблем, що виникають при вимірюванні тяги ракетних двигунів під час вогневих випробувань на стендах. Розглянуто питання підвищення точності вимірювань шляхом повного або часткового усунення впливу факторів, вносять похибки при проведенні експерименту.

У роботі [6] проведено розрахунки на міцність та втому стенду вогневих випробувань ракетних двигунів з обмеженням по параметру тяги до 3000 Н методами чисельного моделювання. Представлений у роботі стенд виготовлено з алюмінієвого сплаву, що дає перевагу у меншій його масі, у той же час дана конструкція є значно дорожчою. Доведено, що тривалість життєвого циклу запропонованого стенду різко скорочується при збільшенні величини тяги, що діє на конструкцію – з більш ніж 32 млн циклів при тязі 2000 Н до менш ніж 1 млн циклів при тязі 3000 Н.

У джерелі [7] представлено стенд вогневих випробувань, конструкція якого передбачає встановлення двигуна на стапель, що рухається на лінійному підшипнику, а у якості приладу, що фіксує створену ракетним двигуном тягу виступає тензодатчик балочного типу.

Робота [8] присвячена розробці апаратної частини стенду вогневих випробувань, що представляє собою бездротовий пристрій, що дозволяє забезпечити надійний прийом інформації, отриманої з датчиків під час роботи двигуна.

У дослідженні [9] описано досвід використання різних датчиків вимірювання тиску всередині камери згорання та використання датчиків температури у складі системи аварійного переривання вогневих випробувань.

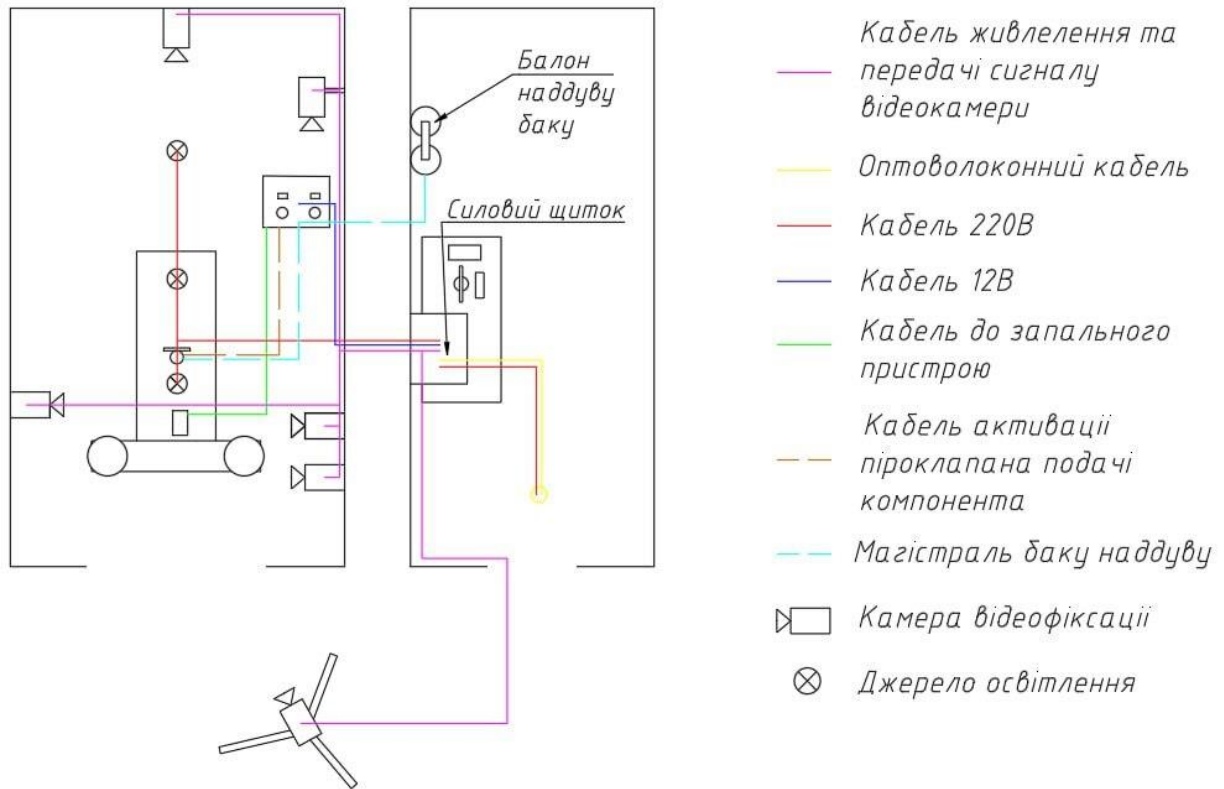
**Мета дослідження.** Розробка стенду для проведення вогневих випробувань твердопаливних та рідиннопаливних двигунів з максимальною тягою до 7000 Н у відповідності до заданих вимог.

**Викладення основного матеріалу дослідження.**

**Основні відомості про розроблений стенд вогневих випробувань.** Розроблений в рамках даної роботи стенд вогневих випробувань складається з наступних основних частин:

- механічної частини;
- датчиків вимірювання;
- системи обробки та запису інформації, отриманої з датчиків вимірювання;
- системи дистанційного керування та спостереження;
- системи подачі палива та наддуву (для РРД).

Для розміщення основної частини стенду вогневих випробувань було обрано приміщення, що представляє собою бункер, заглиблений у землю з трьох боків. Даний бункер розташований нижче рівня будівель, що знаходяться поблизу. Стіни бункера представляють собою дві обичайки зі склопластику товщиною не менше 20 мм, що дозволяє запобігти серйозним руйнуванням у випадку нештатної ситуації, пов'язаної з можливою детонацією двигунної установки. Обичайки розділяють бункер на два приміщення (рис. 1а), в одному з яких розташовано основні механічні частини стенду (рис. 1б) та засоби спостереження, у той час як в іншому знаходиться силовий щиток, та обладнання для прийому, перетворення, обробки та запису даних з датчиків.



а)



б)

Рисунок 1 – Розміщення основних елементів стенду: а) структурна схема; б) приміщення, у якому розташовано основну механічну частину стенду

Для забезпечення вимог щодо безпеки персоналу, що бере участь у проведенні вогневих випробувань усі виконавчі команди надходять із командного пункту, що розташований на безпечній відстані від бункеру. Зв'язок між командним пунктом (рис. 2а) та силовим щитком та системою обробки і запису інформації (рис. 2б), розташованих у бункері, забезпечується за допомогою силового кабелю 220В та оптоволоконних кабелів.



а)

б)

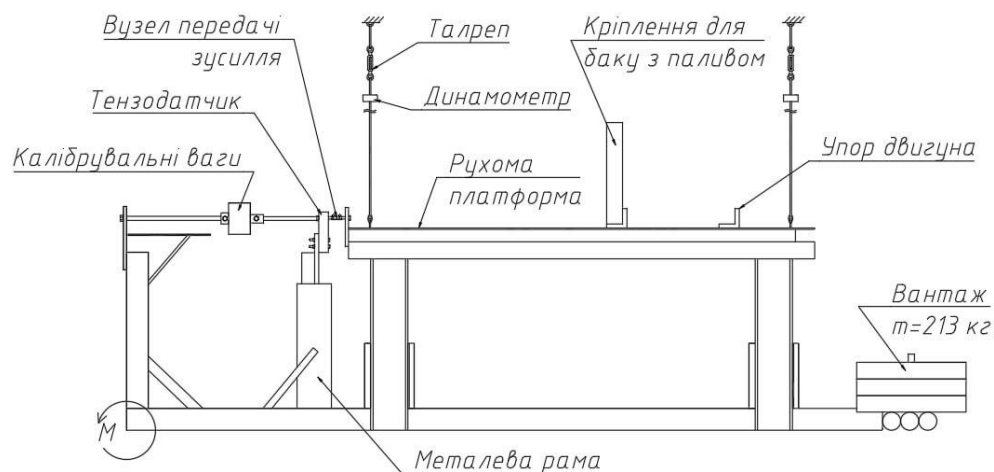
Рисунок 2– Розміщення апаратного забезпечення стенду вогневих випробувань: а) командний пункт; б) силовий щиток та система обробки і запису інформації

Дана система забезпечує віддалену видачу команд на виконавчі пристрої, зокрема приводить у дію запалюючий пристрій двигуна, та дозволяє здійснювати візуальне спостереження та отримувати аудіо сигнал з приміщення, де відбуваються випробування у реальному часі.

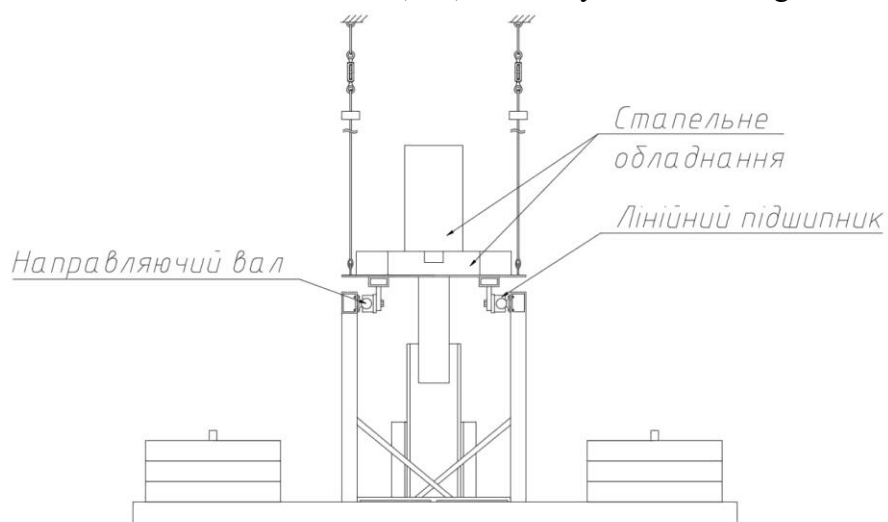
На рисунку 3 представлено схему силової конструкції механічної частини стенду.

У якості матеріалів, що використані в усіх силових конструкціях стенду було обрано металеві профілі, листи та плити необхідних розмірів. Критеріями вибору матеріалів стали міцність, доступність, технологічність та невисока вартість.

Основною конструкцією стенду є металева рама, що прикріплена до землі шляхом зварювання з вертикальними закладними елементами.



а)



б)



в)



г)

Рисунок 3 – Схема механічної частини стенду: а) вид збоку; б) вид спереду; в) стенд під час випробувань РДТП; г) стенд під час випробувань РРД

На раму встановлюються такі основні елементи:

- рухома платформа, що забезпечує передачу тяги від працюючого ракетного двигуна до тензодатчика;
- вузол передачі зусилля між рухомою платформою та тензодатчиком;
- стапельне обладнання, що забезпечує кріплення двигуна до рухомої платформи,
- система для виконання калібрування тензодатчика.

Під час роботи ракетного двигуна навколо нижньої передньої лінії рами створюється перекидний момент (рис 3а). Для його компенсації у задній частині стенда закріплено вантаж загальною масою 213 кг.

Рухома платформа представляє собою зварену з профілів прямокутну раму, на яку зверху аналогічно закріплено металеву плиту. Переміщення рухомої платформи забезпечується через лінійні підшипники, що рухаються по направляючих валах (рис. 4).

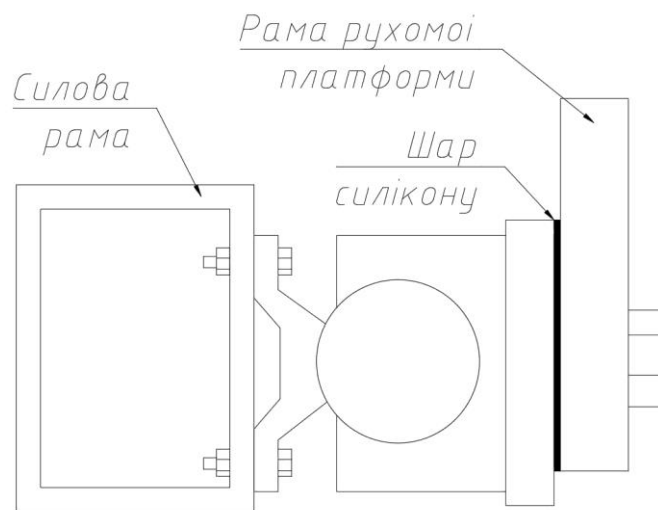


Рисунок 4 – Схема механізму кріплення рухомої платформи до стаціонарно закріпленої силової рами

На рухому платформу за допомогою болтових з'єднань встановлюється стапельне обладнання, задачею якого є кріплення та орієнтація ракетного двигуна на випробувальному стенді. Завдяки обраній конструкції рухомої платформи існує можливість зміни положення та орієнтації стапельного обладнання у широкому діапазоні.

**Реалізовані заходи щодо підвищення точності вимірювань тяги ракетних двигунів.** На результати вимірювання тяги фізично впливають сили тертя та інерції, що виникають на при русі платформи під час роботи ракетного двигуна; конструкція вузла передачі зусилля; деформації та геометричні неточності конструкцій стенду, що виникають при виготовленні та подальшій експлуатації стенду. Для зменшення впливу даних факторів було здійснено ряд заходів поданих нижче.

1) При проведенні перших випробувань рухома платформа сполучалася з тензодатчиком через жорсткий стрижень. Це призвело до появи динамічних ефектів у вузлі кріплення (рис. 5а), що у свою чергу, викликали вертикальні деформації тензодатчика. Через даний ефект на графіку тяги спостерігалися піки, що суттєво спотворювали результат (рис. 5б). Для



вирішення цієї проблеми було застосовано кріплення через гумову трубку, що виступає у ролі демпфуючого елемента. Як показали наступні випробування, реалізація даного рішення дозволила значною мірою вирішити дану проблему (рис. 5в).

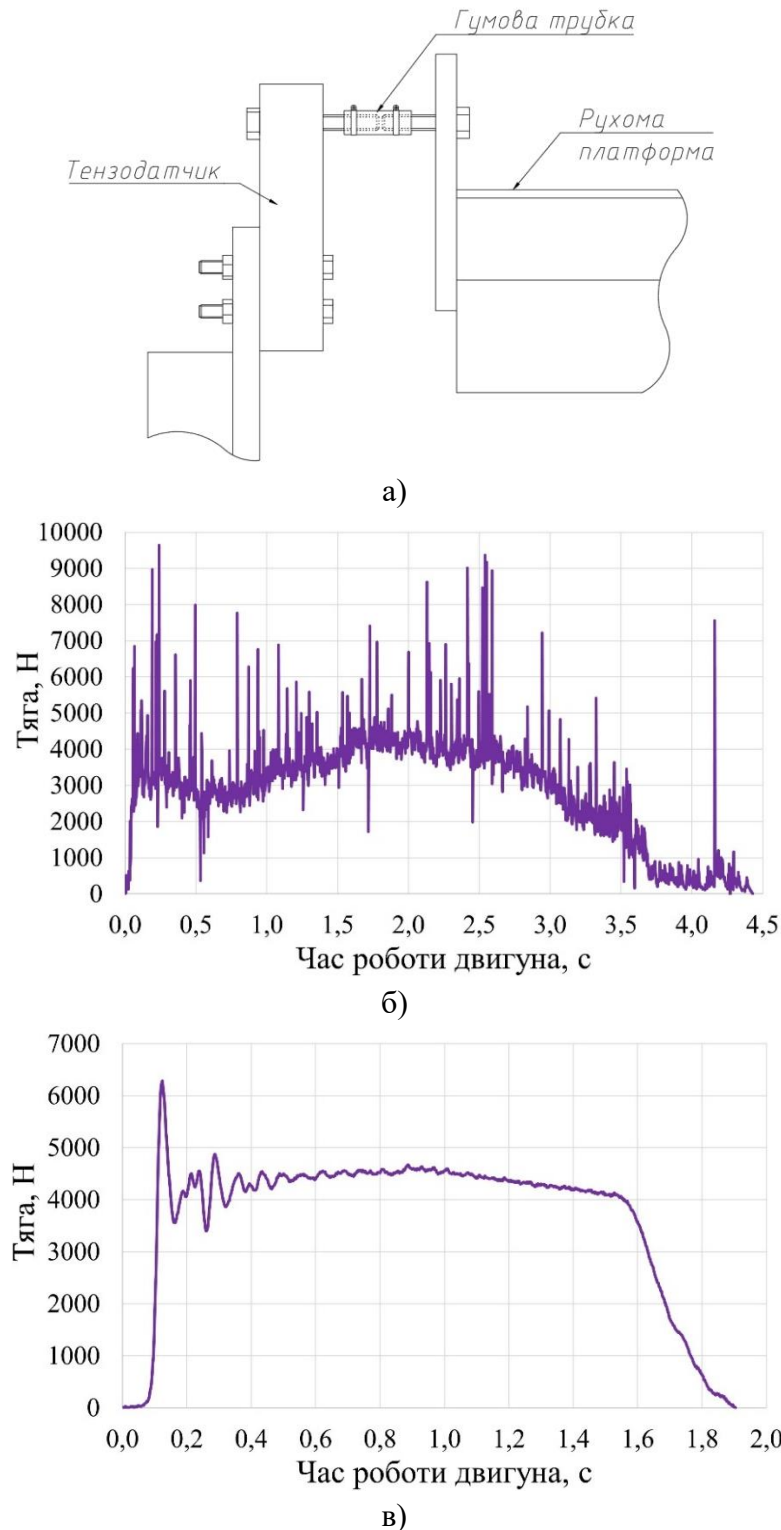


Рисунок 5 – Вирішення проблеми зашумленості у вузлі передачі зусилля:  
а) схема запропонованого вузла; б) результат отриманий до реалізованих заходів  
в) результат отриманий після реалізованих заходів



2) Ще одним вузлом конструкції стенду вогневих випробувань, що потребує особливої уваги з точки зору можливої втрати точності вимірюваних фізичних величин є взаємодія рухомої платформи з стаціонарно закріпленою силовою рамою (рис. 4). Рух платформи на лійних підшипниках може супроводжуватися перекосами та заклинюваннями платформи, зумовленими неточностями при виготовленні конструкції та залишковими деформаціями при експлуатації стенду, що суттєво впливає на результати випробувань. Для зменшення цих негативних явищ виконано кріплення лійних підшипників до рухомої платформи із зазорами через еластичний елемент з силікону, що виконує роль компенсатора деформацій та демпфуючого елемента.

3) Оскільки до конструкції рухомої платформи стенду висувуються вимоги по її достатній міцності і жорсткості, а також враховуючи обрані матеріали, це призводить до того, що дана конструкція має значну масу. Як відомо, сила тертя ковзання прямо пропорційна вазі, прикладеній рухомою платформою до стаціонарної конструкції рами. Оскільки рухома платформа здійснює горизонтальний рух, зменшити тертя можна шляхом створення протилежно направленою вазі платформи зусилля та еквівалентного їй по величині. Дану ідею в конструкції стенду реалізовано за допомогою тросів прикріплених між стелею та рухомою платформою у чотирьох точках. Сила натягу кожного із тросів регулюється за допомогою вантажних талрепів та динамометрів (рис. 3).

**Застосовані датчики вимірювань.** Під час роботи ракетного двигуна відбувається вимірювання таких параметрів його роботи як тяга та тиск у камері згорання, а для РРД додатково контролюється температура всередині бака з рідким ракетним паливом та на зовнішній стінці камери згорання.

Для вимірювання тяги ракетного двигуна використовується тензодатчик балочного типу CZL803-M 1t Load Cell C2 [10] (рис. 6а). Тензодатчик є основним первинним пристроєм перетворення фізичної величини ваги в нормований електричний сигнал. Сигнал з тензодатчика обробляється за допомогою аналого-цифрового перетворювача. Заявлена паспортна точність вимірювання для обраного тензодатчика складає  $\pm 0,02\%$  від діапазону вимірювань. Оскільки для даного датчика діапазон вимірювань складає від 0 до 1000 кгс, тоді точність вимірювань тяги дорівнює  $\pm 0,2$  кг.



Рисунок 6 – Основні датчики, що використовуються в стенді: а) тензодатчик; б) датчик тиску; в) датчик температури

У процесі експлуатації тензодатчика із часом його шкала вимірювань може змінюватися через залишкові деформації корпусу, що сполучений із тензорезисторами. Особливо суттєво змінюється положення нуля на шкалі. Для того, щоб скоригувати вплив цього фактору на результати вимірювань у складі стенду передбачена система для проведення калібрування тензодатчика. Калібрування проводяться перед і після кожного вогневого випробування двигуна. Процес калібрування полягає у реєстрації даних тензодатчика при поступовому його ступінчастому навантаженні заданим зусиллям, що фіксується за допомогою динамометра, протягом фіксованого часу у порядку наростання, а потім у зворотному порядку. Таким чином утворюється графік у вигляді сходинок, розташованих симетрично відносно максимального прикладеного калібрувального зусилля (рис. 7). Після цього для кожного із отриманих даних ставиться у відповідність прикладене у відповідний момент зусилля і будується залежність коефіцієнта переводу отриманих даних у фізичні одиниці вимірювання тяги ракетного двигуна. Порівняння між даними отриманими для еквівалентної величини зусилля у порядку наростання і спадання дозволяє оцінити гістерезис при вимірюванні величини тяги.

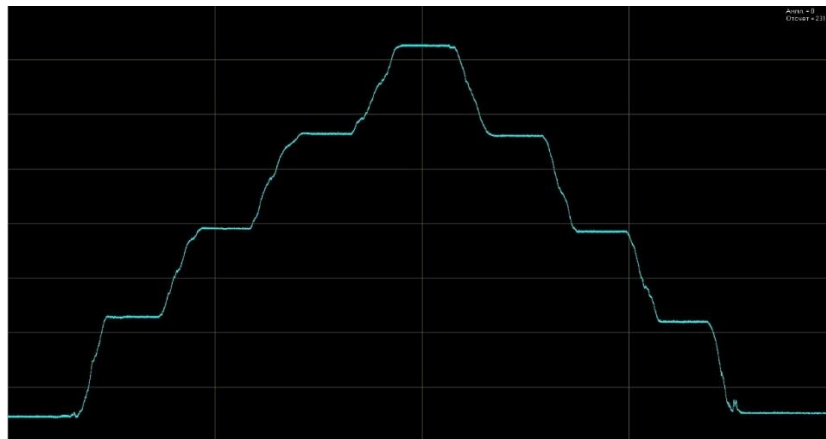


Рисунок 7 - Дані з реєстратора при калібруванні тензодатчика

Для вимірювання тиску всередині камери згорання застосовується датчик тиску ВТС-22-250В-А-Г1/4-С-С30 [11] (рис. 6б), підключений до спеціального відводу, що сполучається з отвором невеликого діаметра у передньому фланці ракетного двигуна. Заявлена паспортна точність вимірювання для обраного датчика тиску складає  $\pm 0,5\%$  від діапазону вимірювань. Оскільки для даного датчика діапазон вимірювань складає від 0 до 250 бар, тоді точність вимірювань тиску у камері згорання дорівнює  $\pm 1,25$  бар.

При проведенні випробувань РРД може виникати потреба у встановленні та контролі температур зовні камери згорання та паливних баках. Для цього у складі стенду передбачена наявність системи підігріву паливних баків та встановлено два датчики температури REX-C100 [12] (рис. 6в), що підключаються до конструкцій двигунної установки через відповідні термопари.

**Висновки.** Розроблений стенд вогневих випробувань ракетних двигунів, що представлений у даній роботі, відповідає основним вимогам, що пред'являються до таких конструкцій та має додаткові можливості та переваги у порівнянні з аналогічними зразками. Ужиті в процесі розробки стенду заходи дозволили суттєво зменшити вплив факторів, що

вносили суттєві похибки в результати вимірювань. Обрана конструктивно-силова схема, що дозволяє вимірювати такі параметри роботи ракетного двигуна як тяга, тиск у камері згорання, а також температуру в обраних точках конструкції двигуна, створює передумови для комплексної оцінки процесу роботи двигунної установки.

#### ЛІТЕРАТУРА

1. Evaluation of the results of the flight tests of the small research rocket K80 Meteo 7000 on the way to the creation of the Ukrainian family of suborbital launch vehicles [Electronic resource] / Vladyslav Proroka, Mykola Dron, Oleksii Kulyk, Vadym Solntsev, Svitlana Klymenko // EUREKA: physics and engineering. – 2023. – No. 5. – P. 67–79. <https://doi.org/10.21303/2461-4262.2023.003106>.
2. Ways of improvement of suborbital launch vehicles [Electronic resource] / Oleksii Kulyk, Mykola Dron, Vadym Solntsev, Svitlana Klymenko, Vladyslav Proroka, Vitaly Yemets // 72nd International Astronautical Congress. Technical programme IAC-21-D2,IP,4,x64134. Dubai, United Arab Emirates, 25–29 October 2021.
3. Perspectives for the use of new solutions in the creation of suborbital launch vehicles [Electronic resource] / Vladyslav Proroka, Mykola Dron, Oleksii Kulyk, Vadym Solntsev, Svitlana Klymenko, Olexandr Dobrodomov // 73rd International Astronautical Congress. Technical programme IAC-22-D2,IP,7,x69646. Paris, France, 18–22 September 2022.
4. Possibilities for expanding the application areas of suborbital launch vehicles [Electronic resource] Vladyslav Proroka, Mykola Dron, Oleksii Kulyk, Vadym Solntsev, Anatolii Abaturon, Alexandr Golubek, Olexandr Dobrodomov // 74nd International Astronautical Congress. Technical programme IAC-23-D2,IP,6,x77509. Baku, Azerbaijan, 2–6 October 2023.
5. Freeman II C. W. Solid rocket motor static fire test stand optimization: load cell effects and other uncertainties [Electronic resource]: Theses / Freeman II Charles W. – HUNTSVILLE, ALABAMA, 2018. – 78 p. URL: <https://www.proquest.com/openview/6ff576afbb47853f2241e31975cebe19/1?pq-origsite=gscholar&cbl=51922&diss=y>.
6. Lasinta Ari Nendra Wibawa. Static stress analysis and fatigue life prediction of rocket motor test stand using numerical simulation [Electronic resource] / Lasinta Ari Nendra Wibawa // R.E.M. (rekayasa energi manufaktur) jurnal. – 2021. – Vol. 6, no. 2. – P. 9–13. <https://doi.org/10.21070/r.e.m.v6i2.1533>.
7. Design of a lab-scale hybrid rocket test stand [Electronic resource] / James C. Thomas, Jacob M. Stahl, Gordon R. Morrow, Eric L. Petersen // 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Salt Lake City, UT, 25–27 July 2016. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/epdf/10.2514/6.2016-4965>.
8. Alves H. Wireless device to measure thrust and pressure in a rocket test bench / Henrique Alves, Alexandre Reis, Júlio Santos // International Congress of Engineering | Innovation and Sustainability Praxis, Covilhã, Castelo Branco, 1 November 2022.
9. McFarland. Small-Scale static fire tests of 3D printing hybrid rocket fuel grains produced from different materials [Electronic resource] / McFarland, Antunes // Aerospace. – 2019. – Vol. 6, no. 7. – P. 81. – Mode of access: <https://doi.org/10.3390/aerospace6070081>.
10. CZL 803 shearbeam loadcell | best loadcell dealer seegate loadcell [Electronic resource] // Seegate Loadcell. URL: <https://seegateloadcell.com/product/czl-803-shearbeam-loadcell/>.

11. BCT 22 Pressure Transmitter || ATEK || Made in Türkiye – ATEK Sensor Technologies Inc. [Electronic resource] // ATEK Sensör. URL: <https://ateksensor.com/en/product/bct-22-pressure-transmitter-atek-made-in-turkiye/>.
12. REX-Century series | RKC Instrument Inc. [Electronic resource] // RKC Instrument Inc. URL: <https://www.rkcinst.co.jp/english/products/4041/>.

#### REFERENCES

1. Evaluation of the results of the flight tests of the small research rocket K80 Meteo 7000 on the way to the creation of the Ukrainian family of suborbital launch vehicles [Electronic resource] / Vladyslav Proroka, Mykola Dron, Oleksii Kulyk, Vadym Solntsev, Svitlana Klymenko // EUREKA: physics and engineering. – 2023. – No. 5. – P. 67–79.  
<https://doi.org/10.21303/2461-4262.2023.003106>.
2. Ways of improvement of suborbital launch vehicles [Electronic resource] / Oleksii Kulyk, Mykola Dron, Vadym Solntsev, Svitlana Klymenko, Vladyslav Proroka, Vitaly Yemets // 72nd International Astronautical Congress. Technical programme IAC-21-D2,IP,4,x64134. Dubai, United Arab Emirates, 25–29 October 2021.
3. Perspectives for the use of new solutions in the creation of suborbital launch vehicles [Electronic resource] / Vladyslav Proroka, Mykola Dron, Oleksii Kulyk, Vadym Solntsev, Svitlana Klymenko, Olexandr Dobrodomov // 73rd International Astronautical Congress. Technical programme IAC-22-D2,IP,7,x69646. Paris, France, 18–22 September 2022.
4. Possibilities for expanding the application areas of suborbital launch vehicles [Electronic resource] Vladyslav Proroka, Mykola Dron, Oleksii Kulyk, Vadym Solntsev, Anatolii Abaturon, Alexandr Golubek, Olexandr Dobrodomov // 74nd International Astronautical Congress. Technical programme IAC-23-D2,IP,6,x77509. Baku, Azerbaijan, 2–6 October 2023.
5. Freeman II C. W. Solid rocket motor static fire test stand optimization: load cell effects and other uncertainties [Electronic resource]: Theses / Freeman II Charles W. – HUNTSVILLE, ALABAMA, 2018. – 78 p.  
URL: <https://www.proquest.com/openview/6ff576afbb47853f2241e31975cebe19/1?pq-origsite=gscholar&cbl=51922&diss=y>.
6. Lasinta Ari Nendra Wibawa. Static stress analysis and fatigue life prediction of rocket motor test stand using numerical simulation [Electronic resource] / Lasinta Ari Nendra Wibawa // R.E.M. (rekayasa energi manufaktur) jurnal. – 2021. – Vol. 6, no. 2. – P. 9–13.  
<https://doi.org/10.21070/r.e.m.v6i2.1533>.
7. Design of a lab-scale hybrid rocket test stand [Electronic resource] / James C. Thomas, Jacob M. Stahl, Gordon R. Morrow, Eric L. Petersen // 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Salt Lake City, UT, 25–27 July 2016. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/epdf/10.2514/6.2016-4965>.
8. Alves H. Wireless device to measure thrust and pressure in a rocket test bench / Henrique Alves, Alexandre Reis, Júlio Santos // International Congress of Engineering | Innovation and Sustainability Praxis, Covilhã, Castelo Branco, 1 November 2022.
9. McFarland. Small-Scale static fire tests of 3D printing hybrid rocket fuel grains produced from different materials [Electronic resource] / McFarland, Antunes // Aerospace. – 2019. – Vol. 6, no. 7. – P. 81. – Mode of access: <https://doi.org/10.3390/aerospace6070081>.
10. CZL 803 shearbeam loadcell | best loadcell dealer seegate loadcell [Electronic resource] // Seegate Loadcell. URL: <https://seegateloadcell.com/product/czl-803-shearbeam-loadcell/>.

11. BCT 22 Pressure Transmitter || ATEK || Made in Türkiye – ATEK Sensor Technologies Inc. [Electronic resource] // ATEK Sensör. URL: <https://ateksensor.com/en/product/bct-22-pressure-transmitter-atek-made-in-turkiye/>.
12. REX-Century series | RKC Instrument Inc. [Electronic resource] // RKC Instrument Inc. URL: <https://www.rkcinst.co.jp/english/products/4041/>.

Received 23.06.2024.

Accepted 27.06.2024

### ***Development of a stand for fire tests of rocket engines***

*Fire test stands are the main means of obtaining information about the operating parameters of rocket engines and the required degree of their reliability at the test stage. The main requirements for fire test stands are convenience and safety in their operation, a high level of accuracy of the obtained experimental data, low cost and availability of structural elements and hardware. The purpose of the work is the development of a universal stand designed for testing solid fuel rocket engines and liquid rocket engines with a thrust of up to 7000 N. These engines can be used as components of the propulsion system of suborbital launch vehicles of the ultralight and light class, as well as being booster units or accelerators of other types of aircraft. The design of the stand implemented by the "Rocketry agency" research team, which meets the stated requirements, is presented. Measures are proposed that, for the given design of the stand, made it possible to significantly reduce the negative impact of a number of factors on the accuracy of rocket engine thrust measurements.*

*Key words: stand of fire tests of rocket engines, suborbital rocket, development of objects of rocket and space technology, solid fuel rocket engines, liquid rocket engines, rocket accelerators of aircraft, accuracy of measurements, strain gauge, pressure in the combustion chamber.*

**Швець Артем Сергійович** – аспірант кафедри ракетно-космічних та інноваційних технологій, Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара.

**Пророка Владислав Аркадійович** – аспірант кафедри ракетно-космічних та інноваційних технологій, Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара.

**Добродомов Олександр Олександрович** - аспірант кафедри ракетно-космічних та інноваційних технологій, Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара.

**Кулик Олексій Володимирович** – кандидат технічних наук, доцент, кафедри ракетно-космічних та інноваційних технологій, Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара.

**Солнцев Вадим Анатолійович** – науковий співробітник, Національний центр аерокосмічної освіти молоді імені О. М. Макарова.

**Shvets Artem** – PhD student, Department of Rocket Space and Innovative Technologies, Oles Gonchar Dnipro National University.

**Proroka Vladyslav** – PhD student, Department of Rocket Space and Innovative Technologies, Oles Gonchar Dnipro National University.

**Dobrodomov Oleksandr** – PhD student, Department of Rocket Space and Innovative Technologies, Oles Gonchar Dnipro National University.

**Kulyk Olexsii** – PhD, associate professor, Department of Rocket Space and Innovative Technologies, Oles Gonchar Dnipro National University.

**Solntsev Vadym** – researcher, O.M. Makarov National Youth Aerospace Education Center.