

О. В. Червотока¹, А. О. Подорожняк², О. М. Чередніков¹, І. М. Лаппо¹

¹ Державний НДІ випробувань і сертифікації озброєння та військової техніки, Чернігів, Україна

² Національний технічний університет “Харківський політехнічний інститут”, Харків, Україна

АНАЛІЗ СИСТЕМ ТЕРМОРЕГУЛЮВАННЯ ТА СПОСОБІВ ВИМІРЮВАННЯ ТЕМПЕРАТУРИ

Анотація. Актуальним завданням забезпечення бойової готовності зразків військової техніки є розроблення нових і удосконалення відомих методів і засобів вимірювання температури з високими метрологічними характеристиками. Метою статті є дослідження метрологічних характеристик вимірювача температури та розробка пропозицій щодо застосування мікропроцесору для корекції похибок вимірювання температури. Проведено аналіз способів побудови систем терморегулювання космічних апаратів, розглянуто методи вимірювання температури для розробки цифрового вимірювача температури. Отримані результати можуть використовуватись при розробці, проектуванні та виготовленні мікропроцесорних вимірювачів температури, застосовуваних у системах терморегулювання для умов відсутності теплообміну вимірювача з навколишнім середовищем.

Ключові слова: система терморегулювання, вимірювання температури, мікропроцесорний вимірювач, статистичні методи корекції випадкових похибок.

Вступ

Постановка проблеми у загальному вигляді.

Враховуючи сучасний розвиток військової техніки та впровадження передових інформаційних технологій виникає необхідність удосконалення та адаптації до сучасних умов існуючих систем забезпечення Збройних Сил України, зокрема, системи забезпечення якісного проведення вимірювань та випробувань.

До основних завдань, які необхідно вирішувати на етапі проведення вимірювань, можна виділити наступні: встановлення раціональної номенклатури параметрів, що підлягають вимірюванню та контролю; встановлення вимог до точності вимірювань і діапазонів вимірювань; розробка методів вимірювання та визначення складу засобів вимірювальної техніки; встановлення вимог до засобів вимірювальної техніки, призначених до застосування при створенні, експлуатації та випробуванні зразків військової техніки, до нормування їх метрологічних і експлуатаційних характеристик тощо [1-3].

Одним із основних факторів, який впливає на точність вимірювання, є температура. Вимірювання розподілу температури широко застосовується в авіакосмічній та військовій техніці для систем самонаведення на ціль, систем оповіщення про ранній запуск ракет, теплової розвідки, авіакосмічної зйомки тощо [4]. Проблема забезпечення необхідної точності вимірювальної інформації про стан сучасних видів військової техніки та засобів вимірювання температурних характеристик на етапах їх розробки, виробництва і експлуатації потребує проведення аналізу умов застосування, вимог на основні показники засобів вимірювальної техніки (точність, чутливість, діапазон вимірювань тощо) та надійності їх метрологічного забезпечення [5].

Отже, актуальним завданням забезпечення бойової готовності зразків військової техніки є розроблення нових і удосконалення відомих методів і засобів вимірювання температури з високими метрологічними характеристиками.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Засоби вимірювальної техніки, способи вимірювання температури і типи температурних датчиків в мікропроцесорних системах терморегулювання: розглянуто в роботах [6, 7].

Загальні питання розвитку методів вимірювання температурного розподілу розглянуто в [4], дослідження метрологічних характеристик вимірювачів наведено в [6], дослідження метрологічних характеристик цифрових датчиків температури досліджено в роботі [8]. Питання дослідження метрологічних характеристик мікропроцесорних вимірювачів у спеціалізованих вимірювальних системах розглянуто в роботі [9].

Обґрунтування можливих шляхів подальшого розвитку засобів вимірювальної техніки і випробувального обладнання механічних та кліматичних лабораторій наведено в [10].

Аналіз фахової літератури показав, що істотний внесок в розвиток теорії вимірювання температури зробили вчені Г. Рибо, П.Ф. Похил, В.М. Мальцев, Б.І. Олейник, О.А. Геращенко, Я.Т. Луцик, Б.І. Стадник, Ю.М. Туз, Р. J. Dyne, Х.М. Хашеміан та ін. Значний внесок в розвиток теорії динамічних вимірювань зробили М.Д. Вайсбанд, В.А. Грановський, П.П. Орнатський, І.П. Захаров, О.В. Полярус, В.М. Чинков, С.І. Кондрашов, Б.Ю. Цветков, Г.Г. Чуновкіна, Ю.С. Етингер, М. Паун, В. Mulhall, Т. Macher, D. Mowery, С.С. MacLeod, К. R. James, В. Kane та ін. [11].

У роботі [11] проаналізовано існуючі методи вимірювання температури, запропоновано використовувати для вимірювання температури коротких теплових імпульсів термодуру у перехідному режимі її роботи. Питання підвищення точності та достовірності температурних вимірювань при проектуванні та експлуатації двигунів літальних апаратів розглянуто в роботі [12].

Але у даних роботах не розглядається питання контролю теплового режиму бортової апаратури космічного апарату (КА). Як відомо, сучасна бортова електронна апаратура зазвичай працює в

обмеженому температурному діапазоні. Відхилення температури від допустимих границь може призвести до різних функційних порушень. Отже, забезпечення оптимального температурного режиму КА та його систем є актуальною науково-технічною задачею [13, 14]. З метою автоматизації процесів вимірювання температури доцільно використовувати цифрові вимірювачі температури на основі мікроелектронних виробів.

Отже, **мета статті** – дослідити метрологічні характеристики вимірювача та розробити пропозиції щодо застосування мікропроцесору для корекції похибок вимірювання температури в умовах відсутності теплообміну тіл з навколишнім середовищем.

Викладення основного матеріалу дослідження

Відомо, що у наземних умовах теплообмін тіл з навколишнім середовищем здійснюється головним чином молекулярною теплопровідністю і конвекцією (тобто рухом потоку) газової атмосфери під дією різниці температур блоків апаратури T і атмосферного середовища $T_{сер}$. Температура, як правило, характеризує швидкість (або кінетичну енергію) теплового руху молекул середовища.

Кількість тепла Q , яке може бути передано від блоків апаратури в газове середовище, визначається щільністю ρ і питомою теплоємністю газового середовища c_p :

$$Q = \rho c_p V (T - T_{сер}) \eta, \quad (1)$$

де V – об'ємна витрата газу, що омиває блоки апаратури; $\eta < 1$ – коефіцієнт, що залежить від ефективності теплообміну.

Якщо тіло не виділяє тепла ($Q = 0$), то воно набуває температуру навколишньої атмосфери ($T = T_{сер}$). Ця температура зазвичай і використовується для характеристики теплового стану тіла в наземних умовах, коли атмосфера має досить високу щільність.

Умови навколишнього середовища на висотах орбіт штучних супутників Землі (~ 200 км): тиск відповідає глибокому вакууму (~ 10-6 ГПа), що унеможливує використання зовнішнього атмосферного середовища для регулювання теплового режиму бортової апаратури КА.

В умовах космічного вакууму щільність навколишнього середовища падає в мільярди разів і її здатність сприймати (або віддавати) тепло відповідно до виразу (1) для Q прагне до нуля. У фізичному відношенні це означає, що кількість молекул в одиниці газу стає настільки мала, що їх тепловий рух вже не може зробити помітного впливу на тепловий стан тіла незалежно від швидкостей їх руху, тобто температури газу. На тіло в космічному просторі діють більш потужні теплові потоки. Основним джерелом тепла є сонячне випромінювання, що дає потік теплової енергії, який на орбіті Землі дорівнює $q_s = 1400 \text{ Вт/м}^2$ поверхні, перпендикулярної до сонячних променів. Цей тепловий потік називається сонячною сталою; величина її обернено пропорційна

квадрату відстані від Сонця (так, на орбітах Венери і Марса q_s відповідно становить 2730 Вт/м^2 і 610 Вт/м^2) [15].

Кількість тепла Q_s , сприйманого тілом, залежить від коефіцієнта A_s поглинання сонячного випромінювання поверхнею тіла, який зазвичай менше одиниці:

$$Q_s = A_s F_s q_s, \quad (2)$$

де F_s – поглинаюча поверхня тіла, що дорівнює його відносно, тобто площі проекції на площину, перпендикулярну сонячним променям; q_s – потік теплової енергії.

Інша частина сонячного потоку $(1 - A_s) F_s q_s$ відбивається в простір. Тепловіддача від тіла в навколишнє космічне середовище буде здійснюватися шляхом інфрачервоного теплового випромінювання. Вона визначається законом променистого теплообміну (закон Стефана – Больцмана):

$$Q_{випр} = \varepsilon \sigma_0 F_{випр} (T^4 - T_{ср}^4), \quad (3)$$

де ε – ступінь чорноти поверхні тіла; $\sigma_0 = 5,68 \times 10^{-8} \text{ Вт/(м}^2 \cdot \text{К}^4)$ – стала Стефана-Больцмана; $F_{випр}$ – випромінююча поверхня тіла; T – температура тіла; $T_{ср}$ – середня температура космічного простору, що приблизно дорівнює абсолютному нулю.

Розглянемо, яку температуру мала би високо-теплопровідна кулька термометра, поміщена у вільний космічний простір далеко від планет (завдяки теплопровідності температура кульки буде однаковою по всьому об'єму). Ця рівноважна температура визначається з умови теплового балансу тіла $Q_s = Q_{випр}$:

$$T = \sqrt[4]{\frac{A_s q_s}{\varepsilon \sigma_0} \frac{F_s}{F_{випр}}} = \sqrt[4]{\frac{A_s q_s}{4 \varepsilon \sigma_0}}, \quad (4)$$

де для сфери маємо спрощення

$$\frac{F_s}{F_{випр}} = \frac{\pi D^2}{\pi D^2} = \frac{1}{4}. \quad (5)$$

Коефіцієнти A_s і ε в отриманому виразі залежать від оптичних властивостей поверхні, показуючи, наскільки менше дана поверхня поглинає або випромінює енергію в порівнянні з абсолютно чорним тілом. Для сфери з полірованого алюмінію ($A_s/\varepsilon = 0,26/0,05 = 5,2$) рівноважна температура становить 423 К ($150 \text{ }^\circ\text{C}$), для тієї ж сфери, покритої білою емалевою фарбою ($A_s/\varepsilon = 0,18/0,95 = 0,189$), $T = 184 \text{ К}$ (мінус $89 \text{ }^\circ\text{C}$) на навколосонячній орбіті Землі.

З рис. 1 [16] видно, що температура тіла в космічному просторі може мати будь-які значення в залежності від властивостей його поверхні віддалення від Сонця. Крім того, для тіл несферичної форми (наприклад, циліндра) ця температура істотно залежить від орієнтації тіла відносно сонячних променів (торцем або боком) через різницю величини відношення поглинаючої і випромінюючої поверхонь $F_s/F_{випр}$). Таким чином, температура тіла в космосі

визначається головним чином властивостями і параметрами самого тіла і температурних умов в космічному просторі, що набуває істотно інший зміст у порівнянні з наземними умовами.

Зазначені особливості теплового режиму тіл у космосі вимагають створення спеціальних технічних засобів, що підтримують задану температуру в відсіках КА і забезпечують виведення в зовнішнє середовище тепловиділення апаратури, розташованої в відсіках. Це завдання вирішується спеціальними системами терморегулювання (СТР).

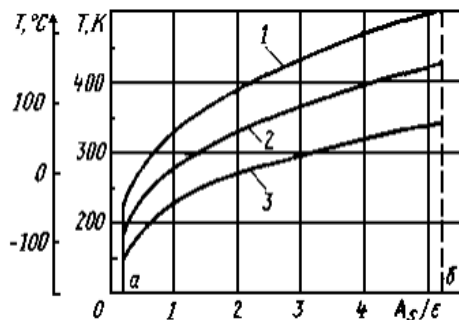


Рис. 1. Залежність температури теплопровідної сфери в космосі від оптичних властивостей її поверхні A_s/ϵ і віддалення від Сонця: 1 – орбіта Венери ($1,08 \cdot 10^8$ км); 2 – орбіта Землі ($1,49 \cdot 10^8$ км); 3 – орбіта Марса ($2,26 \cdot 10^8$ км); а – поверхня покрита білою емалевою фарбою; б – полірована алюмінієва поверхня

Розглянемо призначення системи терморегулювання. В КА потрібна підтримка певного теплового режиму, що залежить від призначення апарату. Так для наукових приладів діапазон досить широкий:

- від ($0^\circ\text{C} \pm 10^\circ\text{C}$) до ($40^\circ\text{C} \pm 15^\circ\text{C}$) і навіть в більш вузькому діапазоні для приймачів інфрачервоного вимірювання, оптичних систем;
- для пілотованих КА в відсіках розміщення екіпажу температура повинна підтримуватися в діапазоні ($18^\circ\text{C} \pm 5^\circ\text{C}$);
- в інших герметичних відсіках пілотованих КА і в відсіках автоматичних КА – від 0°C до $+40^\circ\text{C}$;
- температурний режим агрегатів рухової установки від мінус 50°C до $+40^\circ\text{C}$;
- для елементів, розташованих поза герметичними відсіками, температурний режим задається виходячи з вимог, що пред'являються до конструкції [16-18].

КА як самостійне небесне тіло знаходиться в теплообміні з навколишнім середовищем, але особливості космічного простору свідчать про те, що передача тепла від об'єкта до об'єкта, а також скидання тепла в навколишній простір, може бути здійснений лише шляхом випромінювання.

КА отримує тепло як від внутрішніх джерел: приладів, агрегатів, енергоустановок, так і від зовнішніх джерел:

- від прямого сонячного випромінювання;
- випромінювання, відбитого від планети;
- власного випромінювання планети;
- випромінювання, що виділяється при зітк-

ненні апарату з молекулами газу верхніх шарів атмосфери планети.

Загальне завдання забезпечення теплового режиму можна умовно розділити на внутрішнє і зовнішнє. Внутрішнє завдання полягає у регулюванні температури обладнання та елементів конструкції в відсіках КА і його окремих агрегатах. Зовнішня задача зводиться до забезпечення теплообміну КА з навколишнім середовищем в умовах космічного польоту.

Рішення завдання забезпечення теплового режиму пов'язане з організацією теплопередачі від джерел нагріву (нагрівачів) до стоків теплоти (холодильників). Способи теплопередачі – конвекція, теплопровідність (кондукція) і випромінювання (радіація) – мають на борту КА суттєві особливості використання.

Єдиний спосіб теплопередачі між КА і навколишнім середовищем – випромінювання (радіація), тому при проектуванні зовнішнього вигляду КА необхідно враховувати, що вся його зовнішня поверхня випускає, відбиває або поглинає ІЧ-випромінювання. Таким чином, при компонованні КА одна частина його поверхні може бути використана для пасивного і нерегульованого теплообміну, а інша частина – радіатори – для активного керованого теплообміну. Поверхня КА, теплообмін з якої небажаний, повинна екрануватися спеціальними теплоізоляційними покриттями.

В умовах космічного польоту конвекція обмежена і може бути здійснена тільки в межах обсягів, заповнених теплоносієм (наприклад, герметичних відсіків з газом або гідравлічних контурів з рідким теплоносієм). При цьому умови мікрогравітації на борту КА вимагають додаткових заходів з організації циркуляції теплоносія між нагрівачем і холодильником.

При кондукції слід враховувати, що незакриті ізоляцією елементи конструкції і бортового обладнання є тепловими мостами, за якими теплота перетікає і випромінюється (в тіні) або поглинається (на Сонці) в космічному просторі. Витоки через такі теплові мости – важливий фактор, що істотно зменшує можливості СТР.

В цілому тепловий режим КА описується рівнянням теплового балансу:

$$M \cdot c \frac{dT_{cp}}{dt} = \frac{T_{cp} - T_{rad}}{R_0} + Q_0 - Q_1,$$

де M – маса КА; c – теплоємність; T_{cp} – середня температура елемента; t – час; T_{rad} – температура випромінюючої поверхні, тобто радіатора; R_0 – загальний тепловий опір між джерелами нагріву і радіатором; Q_0 – кількість теплоти, що виробляється на борту космічного апарату; Q_1 – витоки теплоти через теплові мости.

Найважливіша інформація для забезпечення теплового балансу – характеристики джерел нагріву, які можна поділити на зовнішні і внутрішні. При компонованні СТР КА необхідної вихідної інформацією є залежність зміни кута між напрямком на Сонце і осями зв'язаної системи координат КА від

часу польоту. Також потрібна інформація про час перебування КА в тіні. На цих ділянках сумарне тепловиділення внутрішніх джерел нагріву може бути збільшено за рахунок включення електронагрівачів СТР.

Тепловий потік, що сприймається КА від планети, залежить від орієнтації КА на різних режимах польоту і взаємної орієнтації Сонця, планети і КА. До зовнішніх джерел нагріву можна додатково віднести нагрів від зіткнення з молекулами розрідженої атмосфери (для низькоорбітальних КА) і перевідбивання ІЧ-випромінювання від елементів конструкції КА.

Внутрішні джерела нагріву, що встановлюються на борту КА: різні енергоустановки (турбіни, ядерні енергетичні установки, електричні рушійні установки), працюючі блоки апаратури, а також спеціальні нагрівачі СТР.

Енергоозброєність сучасних КА така, що забезпечення нормальних температурних режимів неможливо без потужної СТР. Система забезпечення теплового режиму КА складається з системи теплоізоляції та системи терморегулювання.

Система теплоізоляції, призначена для зменшення або обмеження теплових потоків, включає:

- оптичні покриття, що знижують некаліброване випромінювання теплоти з поверхні КА в космічний простір;
- теплоізоляційні покриття, що запобігають витоку тепла від приладів і агрегатів;
- теплові опори, що призначені для ізоляції теплових мостів.

Система терморегулювання, призначена для стабілізації і управління тепловим балансом КА, може бути заснована або на процесах поглинання чи виділення теплоти всередині КА, або на підводі чи відведенні теплоти ззовні. Системи терморегулювання поділяють на пасивні і активні.

Пасивні СТР служать для стабілізації поля температур і теплових потоків, а також для додання певних теплофізичних властивостей систем і устаткування КА. Для регулювання температури всередині КА можуть використовуватися реакції з поглинанням або виділенням теплоти, або зміна агрегатного стану речовини. До пасивних СТР відносяться:

- теплопроводи, що перерозподіляють теплові потоки всередині КА;
- теплоакумуляційні елементи (з можливою зміною агрегатного стану холодоагенту) згладжують різкі перепади температур і температурні градієнти;
- радіаційні поверхні, що призначені для каліброваного скидання надлишкової кількості теплоти в космічний простір.

Активні СТР призначені для управління тепловим балансом КА і, як наслідок, температурою окремих його елементів. Такі СТР включають в себе контури управління тепловими потоками, що складаються з об'єктів регулювання, датчиків, контролерів (керуючих бортових ЕОМ) і виконавчих органів. Виконавчими органами є:

- системи збору та перенесення теплоти;

- регульовані конвективні, термоелектричні, теплоакумуляційні і радіаційні теплообмінні апарати;

- системи формування циркуляційних полів для організації конвекції;

- нагрівальні елементи для підведення додаткової теплової енергії до охолоджених елементів конструкції КА [16-18].

Задачі контролю температури з точки зору збору і аналізу даних про об'єкт найбільш ефективно можна вирішувати за допомогою цифрових приладів, яким притаманний широкий діапазон вимірювання температури, максимально швидке отримання інформації, можливість інтегрування з будь-яким типом електронних систем.

Цифрові прилади мають показання у вигляді окремих дискретних сигналів вимірювальної інформації в цифровій формі. Загальні особливості побудови цифрових вимірювачів температури зв'язані з низьким рівнем сигналів первинних вимірювальних перетворювачів, високим рівнем завад нормального та спільного виду, необхідністю лінеаризації загальної функції перетворення, забезпеченням високої часової стабільності та малих змін їх показів у широкому діапазоні зміни температури [19, 20].

В основі процесу вимірювання температури лежить використання залежності фізичних властивостей певного тіла (об'єм, електричний опір, рівень випромінювання тощо) від температурних значень. З точки зору будь-якої автоматизованої системи, у тому числі кліматичної, температурні дані найдоцільніше передавати у вигляді електричної величини [21, 22]. Ця величина може бути постійною або переривчастою (постійний і переривчастий сигнал), і відповідно до цього розрізняють наступні види вимірювачів температури:

аналогові датчики, тобто датчики, які виробляють аналоговий сигнал. Серед усіх видів аналогових термодатчиків найчастіше застосовують терморезистори і термопари;

цифрові датчики, що генерують на виході двійковий код вимірюваної величини. До їх конструкції входять температурний сенсор (наприклад, температурно-залежний генератор), аналогово-цифровий перетворювач (АЦП), перетворювач неелектричних величин в електричні сигнали, оперативна пам'ять тощо [23, 25];

сигнальні (бінарні, двійкові) датчики, які виробляють сигнал тільки двох рівнів (0/1) [21].

Аналіз спеціальної літератури показав, що терморезистивні перетворювачі мають ряд переваг у порівнянні з іншими типами вимірювальних перетворювачів: практично перекривають весь діапазон можливих температур на борту КА, та є довговічними, тому, пропонується використати саме їх при розробці системи терморегулювання.

Для збору даних з датчиків температури, що розташовані в СТР КА, слугує мікропроцесорний вимірювач температури (МВТ), структурна схема якого представлена на рис. 2, де:

ТП – термоперетворювач (служить для перетворення температури у опір терморезистора),

ОП – операційний підсилювач (служить для підсилення падіння напруги на терморезистивному датчику),

АЦП – аналогоцифровий перетворювач (служить для перетворення аналогового сигналу на виході операційного підсилювача в цифровий код),

АЛП – арифметикологічний пристрій (служить для обробки результатів вимірювань),

ОГ – опорний генератор (служить для синхронізації роботи мікропроцесорного пристрою МП),

БІ – блок індикації (служить для індикації результатів вимірювань у телеметричну систему КА).

Розробка моделі мікропроцесорного вимірювача температури була проведена в середовищі моделювання MATLAB та наведена на рис. 3, де:

БФВС – блок формування вхідного сигналу;

БФВТ – блок формування вимірюваної температури;

ТП – температурний перетворювач;

ОП – операційний підсилювач;

БФШС – блок формування шумового сигналу;

АЦП – аналогово-цифровий перетворювач;

АЛП – арифметико-логічний пристрій; МП – мікропроцесор;

БІ 1, БІ 2, БІ 3, БІ 4 – блоки індикації.

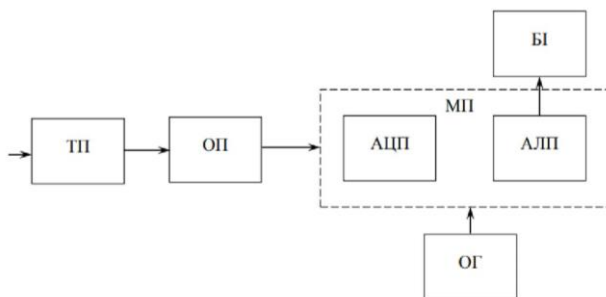


Рис. 2. Структурна схема мікропроцесорного вимірювача температури

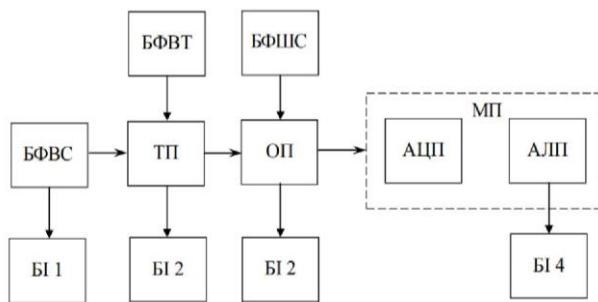


Рис. 3. Модель мікропроцесорного вимірювача температури

Розроблені структурна схема та модель мікропроцесорного вимірювача температури дозволяють провести подальше дослідження метрологічних характеристик вимірювача з метою підвищення якості вимірювання температури, а відповідно і якості підтримки заданого температурного режиму.

Висновки та перспективи подальших досліджень

На сьогодні вимірювачі температури є одними із найбільш поширеними серед сучасних вимірювальних приладів та знаходять широке застосування в різних галузях науки і техніки.

Це і обумовлює актуальність теми дослідження, метою якої є аналіз систем терморегулювання та способів вимірювання температури для розробки системи терморегулювання та дослідження метрологічних характеристик мікропроцесорного вимірювача температури.

Отримані результати можуть використовуватись при розробці, проектуванні та виготовленні мікропроцесорних вимірювачів температури, застосовуваних у системах терморегулювання.

На основі аналізу результатів проведених досліджень можливо сформулювати пропозиції щодо застосування мікропроцесорів для корекції похибок вимірювання температури:

пропонується відмовитися від звичайного способу калібрування вимірювального приладу за допомогою вимірювального підсилювача і компенсаційного потенціометра, а перекласти завдання калібрування/корекції на мікроконтролер;

пропонується також використовувати статистичні методи корекції похибки мікропроцесорного вимірювача температури, призначені для зменшення випадкової складової похибки вимірювань, коли відомі статистичні характеристики похибки (оцінка інтервалу кореляції похибки, оцінка взаємної кореляційної функції похибки тощо).

В подальшому пропонується надати рекомендації з вибору інтервалу осереднення (кількості вимірів для осереднення) при застосуванні статистичних методів корекції похибки для зменшення імовірності помилки систем терморегулювання.

Отримані результати можуть використовуватись при розробці, проектуванні та виготовленні мікропроцесорних вимірювачів температури, які застосовуються у системах терморегулювання.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Павловський, О. Шляхи удосконалення системи метрологічного забезпечення в сучасних умовах розвитку Збройних Сил України / О. Павловський; О. Сова; В. Коваль // Journal of Scientific Papers "Social Development and Security". – Софія, Болгарія, 2021. – Vol. 11. – No. 4. – С. 169-176. DOI: 10.33445/sds.2021.11.4.15.
2. Войтенко, С.С. Особливості метрологічного забезпечення Повітряних Сил у локальних війнах останніх десятиріч / С.С. Войтенко, С.В. Герасимов // Системи озброєння і військова техніка. – Харків, 2008. – № 1(13). – С.42-46.
3. Кузнецов, І.Б. Метрологічне забезпечення та його вплив на ефективність застосування озброєння і військової техніки в сучасних умовах / І.Б. Кузнецов, О.В. Буяло, С.О. Пашков, П.А. Шкуліпа // Вісник Київського національного університету імені Тараса Шевченка. – Військово-спеціальні науки. – м. Київ, 2013. – № (1)30. – С. 12-15.
4. Озгович, А. Методи і засоби вимірювання розподілу температури / А. Озгович, О. Панчук // Вимірювальна техніка та метрологія. – 2017. – № 78. – С. 34-41.

5. Концепція розвитку системи метрологічного забезпечення у сфері оборони на період до 2015 року та на перспективу до 2025 року. Ё К.: ЦУМІС, 2009. – 15 с.
6. Фрайден, Дж. Современные датчики. Справочник – М.: Техносфера, 2005. – 592 с.
7. Чинков, В.М. Цифрові засоби виміральної техніки військового призначення: підручник. Ч.2. – Х.: ХУПС, 2007. – 275 с.
8. Vovna, O.V. Study of Metrological Characteristics of Low-Cost Digital Temperature Sensors for Greenhouse Conditions / O.V. Vovna, I.S. Laktionov, O.O. Koufman, I. I. Stashkevych, V.A. Lebediev // Serbian journal of electrical engineering. – February 2020. – Vol. 17. – No. 1. – P. 1-20. DOI: <https://doi.org/10.2298/SJEE2001001V>.
9. Кононов, В.Б. Дослідження метрологічних характеристик мікропроцесорних вимірювачів у спеціалізованих вимірально-вимірних системах / В.Б. Кононов, О.В. Червогока, В.О. Лисяк, А.О. Подорожняк // Проблеми інформатизації: тези доповідей шостої міжнародної науково-технічної конференції. 14-16 листопада 2018 року – Черкаси: ЧДТУ; Баку: ВА ЗС АР, Бельсько-Бяла: УТІГН, Харків: НТУ "ХПІ"; 2018. – С. 133.
10. Обґрунтування можливих шляхів подальшого розвитку випробувального обладнання механічних, електричних та кліматичних лабораторій: звіт про НДР / Державний науково-дослідний інститут випробувань і сертифікації озброєння та військової техніки; керівн. Ю.М. Добришкін; вик. І.М. Лаппо [та інш.]. – Чернігів, ДНДІ ВС ОВТ, 2019. – 204 с.– Інв. № 2501
11. Козир, О.В. Підвищення точності вимірювання температури коротких теплових імпульсів: дис.. канд. техн. наук : 05.01.02 : / Козир Олег Васильович. – Київ, 2021. – 164 с.
12. Курская, Т.Н. Повышение точности и безопасности высокотемпературных измерений контактными датчиками / Т. Н. Курская // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов : Сборник научных трудов национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт». – Харьков «ХАИ», 2007. - № 1 (48) январь-март 2007. – С. 119-122.
13. Рассамкин, Б.М. Экспериментальное моделирование тепловых режимов малогабаритных космических аппаратов и их внешних тепловых потоков / Б.М. Рассамкин, В.А. Рогачев, В.И. Хоминич, Ю.В. Петров, С.М. Хайрнатов // Космична наука і технологія, 2002. – Т.8. – № 1. – С. 37-41.
14. Бромберг, Э.М. Тестовые методы повышения точности измерений / Э.М. Бромберг, К.Л. Куликовский – М.: Энергия, 1978. – 176 с.
15. Горлач, А.А. Цифровая обработка сигналов в измерительной технике / А.А. Горлач, М.Я. Минц, В.Н. Чинков - Киев, 1985. – 156 с.
16. Гушин, В.М. Основы устройства космических аппаратов. – М.: Машиностроение, 2001. – 272 с.
17. Серебряков, В.Н. Основы проектирования систем жизнеобеспечения экипажа космических летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1983. – 160 с.
18. Туманов, А.В. Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов / А.В. Туманов, В.В. Зеленцов, Г.А. Щеглов / . – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. – 344 с.
19. Поліщук, Є.С. Метрологія та вимірально-вимірні техніки : підручник / Є.С. Поліщук, М.М. Дорожовець, В.О. Яцук, В.М. Ванько, Т.Г. Бойко ; за ред. проф. Є.С. Поліщука. – Львів : Видавництво «Бескид Біт», 2003. – 544 с.
20. V.D. Hall, M. Kuster, Metrological support for quantities and units in digital systems, Measurement: Sensors, vol. 18, 2021, 100102, <https://doi.org/10.1016/j.measen.2021.100102>
21. Будова та види датчиків температури в кліматичних системах [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://ds-electronics.com.ua>.
22. Zaporozhets, A., Burova, Z., Dekusha, O., Kovtun, S., Dekusha, L., Vorobiov, L., Ivanov, S. (2022). Information Measurement System for Thermal Conductivity Studying. In: Zaporozhets, A. (eds) Advanced Energy Technologies and Systems I. Studies in Systems, Decision and Control, vol 395. Springer, Cham. https://doi.org/10.1007/978-3-030-85746-2_1
23. Подорожняк А. О., Клименко А. М. Дослідження мікропроцесорної системи контролю температури серверної кімнати. Системи управління, навігації та зв'язку, 2017, № 2 (42), С. 51-54. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://journals.nupp.edu.ua/sunz/article/view/667>
24. Babak V., Dekusha O., Dekusha Z. Hardware-Software System for Measuring Thermophysical Characteristics of the Materials and Products, CEUR Workshop Proceedings, vol. 3039, 2021, pp. 255-266. [Електронний ресурс] URL: <http://ceur-ws.org/Vol-3039/paper15.pdf>
25. Засоби вимірювань (датчики) в IoT [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://learn.ztu.edu.ua>.

Received (Надійшла) 22.09.2022

Accepted for publication (Прийнята до друку) 16.11.2022

Analysis of temperature control systems and methods of temperature measurement

O. Chervotoka, A. Podorozhniak, O. Cherednikov, I. Lappo

Abstract. The urgent task of ensuring the combat readiness of military equipment is the development of new and improvement of known methods and means of temperature measurement with high metrological characteristics. The purpose of the article is to study the metrological characteristics of the temperature digital measuring device and proposals for the application of microprocessor for correcting errors in temperature measurement. The analysis of ways of thermal control systems realization of spacecraft is carried out, methods of temperature measurement for the development of a digital temperature meter are considered. The results can be used in the development, design and manufacture microprocessor temperature measuring devices in thermal control systems.

Keywords: thermal control system, temperature measuring, microprocessor measuring device, statistical methods of random errors correction.