

doi: 10.32620/oikit.2026.108.20

УДК 629.783

О. С. Щербей,
А. В. Погудін

Методи визначення кутової орієнтації наносупутників CubeSat за положенням Сонця: огляд, моделі та алгоритми компенсації альbedo

Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут»

Статтю присвячено систематичному огляду методів визначення кутової орієнтації наносупутників CubeSat за сонячним вектором на низьких авколосемних орбітах (LEO). Актуальність дослідження зумовлена зростанням вимог до точності наведення малих космічних апаратів при виконанні складних місій: дистанційного зондування Землі, глобального моніторингу та оптичного зв'язку. Розробники змушені працювати в умовах жорстких масо-габаритних та енергетичних обмежень, притаманних платформам CubeSat.

Метою роботи є узагальнення науково-технічних підходів до орієнтування за допомогою сонячних сенсорів, оцінка їхніх параметрів та дослідження впливу орбітальних умов на похибку вимірювань. У роботі використано методи порівняльного аналізу апаратних рішень, систематизацію даних наукових джерел та математичне моделювання процесів векторного узгодження напрямку на Сонце.

Наведено розгорнуту класифікацію приладів сонячної орієнтації: від аналогових фотодіодних схем та використання сонячних батарей як грубих датчиків до прецизійних щілинних сенсорів і цифрових систем на базі CMOS-камер. Проаналізовано їхню кутову роздільну здатність, поле огляду та стійкість до перешкод. Описано математичні моделі для обчислення напрямку на Сонце в інерціальній та зв'язаній системах координат. Розглянуто алгоритми оцінки положення, зокрема метод QUEST та модифікації фільтра Калмана. Обґрунтовано необхідність комплексування даних сонячних датчиків із вимірюваннями гіроскопів та магнітометрів для стабільної роботи систем ADCS.

Значну увагу приділено негативному впливу альbedo Землі та періодів затемнення. Проаналізовано алгоритмічні методи нівелювання фонових засвічення на основі моделей відбиття поверхні Землі та адаптивного налаштування вагових коефіцієнтів у фільтрах. Основним результатом дослідження є доведення того, що точність орієнтації CubeSat залежить переважно від якості бортових алгоритмів обробки даних, а не лише від характеристик сенсорів. Встановлено, що субградусна точність потребує інтеграції навігаційних даних, застосування фільтрів Калмана та програмної компенсації альbedo. Отримані результати створюють теоретичну базу для проектування систем орієнтації майбутніх космічних місій на базі платформ надмалого класу.

Ключові слова: CubeSat; орієнтація та стабілізація (ADCS); сонячний датчик; альbedo Землі; фільтр Калмана; LEO.

Вступ

За останнє десятиліття малі супутники стандарту CubeSat еволюціонували з освітніх інструментів у повноцінні платформи для виконання складних космічних місій, таких як дистанційне зондування Землі, глобальний моніторинг та забезпечення лазерного зв'язку [2, 3]. З розширенням функціоналу експоненціально зростають вимоги до точності систем орієнтації та стабілізації (Attitude Determination and Control System – ADCS). Якщо для ранніх місій достатньою вважалася похибка орієнтації в межах 5° – 10° , то сучасні завдання часто вимагають точності кращої за 1° або навіть 0.1° , що накладає більш жорсткі обмеження на вибір датчиків та алгоритмів обробки даних в умовах лімітованого

енергобюджету наносупутників.

Серед існуючих навігаційних орієнтирів Сонце залишається найбільш надійним та доступним джерелом інформації. Вектор на Сонце є базовим вектором для більшості алгоритмів орієнтації, а сонячні датчики вирізняються низькою вартістю та компактністю порівняно із зоряними датчиками. Однак використання сонячних датчиків на низьких навколоземних орбітах (LEO) пов'язане зі специфічними викликами. Головним джерелом збурень є альbedo Землі — сонячне світло, відбите від атмосфери. Його інтенсивність є достатньою, щоб створити значні похибки у вимірюваннях, особливо для грубих датчиків та сонячних панелей, які використовуються як сенсори. Крім того, періодичні затемнення (eclipse), коли супутник знаходиться в тіні Землі, вимагають від системи ADCS здатності безшовно перемикатися на режим інерціального провадження.

Метою даної статті є систематичний огляд методів визначення орієнтації CubeSat за положенням Сонця, оглядовий аналіз апаратних рішень та розгляд алгоритмічних методів компенсації збурень.

У більшості ранніх місій CubeSat сонячні датчики використовувалися як основний засіб визначення орієнтації через простоту реалізації та мінімальні апаратні вимоги. Типові похибки таких систем перебували в межах 5° – 10° , що вважалося достатнім для задач детамблінгу, стабілізації та орієнтації сонячних панелей [1], [4]. Зі зростанням складності місій та появою вимог до високоточного наведення, наприклад для дистанційного зондування Землі або оптичного зв'язку, стало очевидним, що автономного використання сонячних датчиків недостатньо [2], [3].

У сучасних роботах спостерігається тенденція до переходу від простих фотодіодних схем до більш складних сонячних сенсорів, зокрема щільних датчиків та камерних систем, які забезпечують значно вищу кутову роздільну здатність [7], [11]. Водночас навіть високоточні сенсори залишаються чутливими до орбітальних умов освітлення, що обмежує їх застосування без додаткової алгоритмічної обробки.

Особливу увагу в літературі приділено проблемам функціонування сонячних датчиків на низьких навколоземних орбітах, де значний внесок у вимірювання вносить альbedo Землі [14], [16]. Відбите від поверхні та атмосфери Землі випромінювання може створювати істотні похибки у визначенні вектору Сонця, що підтверджено як чисельними моделями, так і результатами льотних експериментів [12], [17]. У зв'язку з цим сучасні підходи розглядають сонячні датчики виключно в складі комплексних систем орієнтації з використанням алгоритмів компенсації збурень та фільтрації шумів [8], [9].

Таким чином, аналіз стану розробок свідчить, що ефективність використання сонячних датчиків у системах ADCS CubeSat визначається не лише їх апаратними характеристиками, а й рівнем алгоритмічного забезпечення, зокрема методами комплексування даних та компенсації впливу орбітального середовища.

Загальну класифікацію сонячних датчиків, що застосовуються в системах орієнтації CubeSat, наведено на таблиці 1.1.

Таблиця 1

Класифікація сонячних датчиків, що застосовуються у системі орієнтації
наносупутників типу CubeSat

Тип датчика	Точність	FOV (Поле зору)	Енерго- споживання	Стійкість до альbedo	Типове застосування
CSS (Фото- діоди)	5°–10°	Широке (120°)	Низьке	Низька	Detumbling, Safe mode
Сонячні панелі	5°–15°	Всенаправ- лене	Нульове (штатне)	Дуже низька	Low-cost місії
FSS (Щілинні)	0.5°–1°	Середнє (60°–90°)	Середнє	Середня	Точне наведення
CMOS Камери	<0.1°	Залежить від лінзи	Високе	Висока (Image Processing)	Оптичний зв'язок, ДЗЗ

1. Системи координат та математичне моделювання вектору Сонця

1.1. Системи координат, що використовуються
в задачах орієнтації CubeSat

Для визначення кутової орієнтації наносупутників формату CubeSat у сучасних системах ADCS використовується кілька систем координат, вибір яких зумовлений як особливостями орбітального руху, так і специфікою встановлення датчиків на борту апарата. Найбільш поширеними є інерціальна система координат, пов'язана з центром Землі, орбітальна система координат та бортова система координат супутника [4], [6].

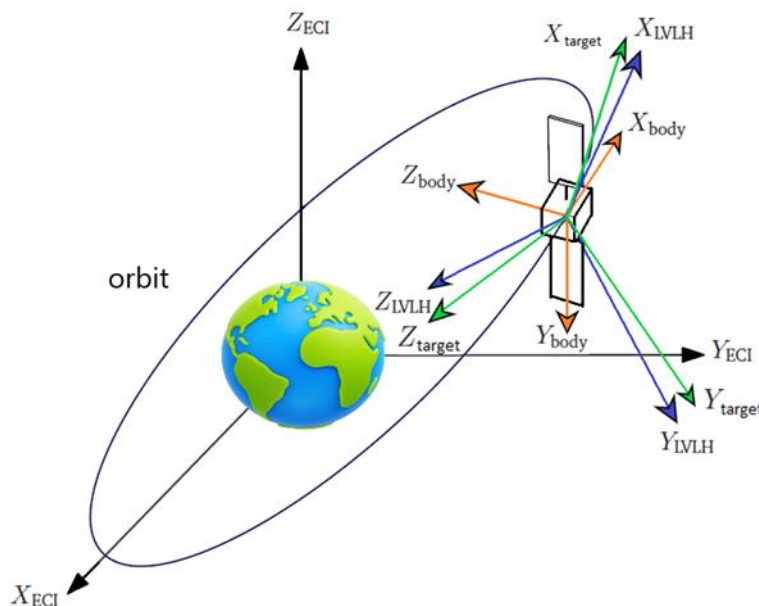


Рис. 1. Схема взаємного розташування інерціальної, орбітальної та бортової систем координат наносупутника CubeSat

Інерціальна система координат зазвичай використовується як базова для опису положення Сонця та інших небесних тіл. У цій системі вектор на Сонце може бути визначений із використанням астрономічних ефемерид або

аналітичних моделей руху Землі навколо Сонця [10]. Орбітальна система координат, пов'язана з миттєвим положенням супутника на орбіті, застосовується для аналізу умов освітлення та визначення фаз затемнення. Бортова система координат використовується безпосередньо для обробки вимірювань датчиків та формування керуючих впливів у системі стабілізації.

Узгодження вимірювань, отриманих у бортовій системі координат, з еталонними векторами, заданими в інерціальній системі, є ключовим етапом у задачі визначення орієнтації та потребує застосування математичних моделей перетворення координат [5, 8].

1.2. Моделі визначення вектору Сонця

Математичне моделювання вектору Сонця є основою для подальшого використання сонячних датчиків у системах визначення орієнтації. У загальному випадку вектор на Сонце визначається у геоцентричній інерціальній системі координат на основі часових параметрів та орбітальних елементів супутника [10, 11]. Для оглядових та інженерних застосувань часто використовуються спрощені аналітичні моделі, точність яких є достатньою для задач орієнтації CubeSat [10], [13].

Отриманий еталонний вектор Сонця надалі трансформується у бортову систему координат супутника та порівнюється з виміряним вектором, отриманим від сонячного датчика. Саме різниця між цими векторами використовується як вхідна інформація для алгоритмів визначення орієнтації [7, 9]. У випадку використання кількох сонячних сенсорів або багатовісних датчиків можливе формування надлишкових вимірювань, що підвищує стійкість системи до шумів та часткових затінь.

Слід зазначити, що точність визначення вектору Сонця істотно залежить від орбітальних умов, зокрема кута між напрямком на Сонце та нормаллю до поверхні Землі, а також від наявності альbedo, яке створює додаткову компоненту освітлення та може спотворювати результати вимірювань [14, 16].

1.3. Вплив орбітальних умов освітлення

Для низьких навколосемних орбіт характерною є значна зміна умов освітлення протягом одного орбітального витка. Періодичні входи супутника в тінь Землі призводять до тимчасової втрати інформації від сонячних датчиків, що унеможлиблює безперервне визначення вектору Сонця [15]. У таких режимах система ADCS змушена переходити до інерціального прогнозування орієнтації з використанням гіроскопічних даних.

Додатковим ускладнювальним фактором є альbedo Землі, яке створює паразитне освітлення, що може бути співрозмірним із прямим сонячним випромінюванням для датчиків із широкою діаграмою спрямованості. У літературі показано, що ігнорування цього ефекту може призводити до систематичних похибок у визначенні орієнтації, особливо для грубих сонячних сенсорів та сонячних панелей, які використовуються як вимірювальні елементи [12], [16], [17].

У зв'язку з цим моделі визначення вектору Сонця для CubeSat повинні враховувати орбітальні умови освітлення та містити механізми виявлення некоректних вимірювань, що є передумовою для застосування більш складних алгоритмів фільтрації та компенсації збурень.

2. Класифікація та характеристики сонячних датчиків для CubeSat

Вибір типу сонячного датчика для наносупутників формату CubeSat є пошуком компромісу між точністю визначення орієнтації, енергоспоживанням, апаратною складністю та полем зору (Field of View, FOV). Традиційний поділ сонячних датчиків на грубі (Coarse Sun Sensors, CSS) та точні (Fine Sun Sensors, FSS) у сучасних роботах доповнюється рішеннями на базі цифрових камер, що забезпечують істотне підвищення точності при збереженні прийнятних ресурсних витрат.

2.1. Загальна класифікація сонячних датчиків

Грубі сонячні датчики зазвичай базуються на використанні фотодіодів, електричний струм яких залежить від кута падіння сонячного випромінювання відповідно до закону косинуса. В ідеалізованому випадку вихідний струм фотодіода описується співвідношенням.

$$I = I_{max} \cos(\alpha) \quad (1)$$

де I_{max} – максимальний струм при нормальному падінні світла; α – кут між напрямком на Сонце та нормальною до площини датчика.

На практиці реальні характеристики фотодіодів відрізняються від ідеальної косинусної залежності внаслідок температурних ефектів, деградації елементів та паразитного освітлення. У результаті типова похибка визначення орієнтації для грубих сонячних датчиків становить 5° – 10° [1], [10], що обмежує їх застосування задачами грубої орієнтації та стабілізації.

2.2. Сонячні панелі як датчики

Характерним для CubeSat підходом є використання сонячних панелей як сенсорів орієнтації (Solar Panels as Sun Sensors). У цьому випадку вектор на Сонце оцінюється шляхом порівняння струмів генерації сонячних панелей, розташованих на різних гранях супутника.

У спрощеному вигляді нормалізований вектор Сонця у бортовій системі координат може бути відновлений на основі відносних значень струмів:

$$S_b \alpha \begin{bmatrix} I_x \\ I_y \\ I_z \end{bmatrix}, \quad (2)$$

де I_x, I_y, I_z — струми, виміряні відповідними панелями.

Основною перевагою такого підходу є відсутність додаткових апаратних компонентів, що дозволяє заощадити масу та об'єм. Водночас сонячні панелі як датчики є надзвичайно чутливими до альbedo Землі, що призводить до значних систематичних похибок у вимірюваннях [2], [12].

2.3. Точні сонячні датчики та камерні системи

Точні сонячні датчики включають щілинні сенсори (slit sun sensors) та камерні системи на базі CMOS-матриць. Принцип їх роботи ґрунтується на геометричному визначенні положення світлової плями або зображення Сонця на чутливій поверхні.

У загальному вигляді кут падіння сонячного випромінювання визначається через координати центру світлової плями:

$$\alpha = \arctan \arctan \left(\frac{x - x_0}{f} \right), \beta = \arctan \arctan \left(\frac{y - y_0}{f} \right) \quad (3)$$

де x, y – координати зображення Сонця; x_0, y_0 – оптичний центр; f – ефективна фокусна відстань.

Камерні сонячні датчики дозволяють досягати точності на рівні 0.1° і менше та є перспективними завдяки можливості програмного відокремлення прямого сонячного випромінювання від відбитого світла Землі [11], [3].

3. Алгоритми визначення орієнтації та комплексування даних сонячних датчиків

3.1. Постановка задачі визначення орієнтації

Задача визначення кутової орієнтації космічного апарата полягає у знаходженні просторового положення бортової системи координат відносно інерціальної системи координат на основі вимірювань навігаційних векторів. У випадку використання сонячних датчиків таким вектором є напрямок на Сонце, виміряний у бортовій системі координат, та відповідний еталонний вектор, обчислений у інерціальній системі координат [5], [8].

При наявності кількох незалежних вимірювань задача формулюється як задача узгодження множини виміряних векторів з відповідними еталонними, що дозволяє оцінити орієнтацію супутника у вигляді матриці повороту, кватерніона або набору кутів Ейлера. Саме ця постановка лежить в основі більшості сучасних алгоритмів визначення орієнтації в системах ADCS CubeSat.

3.2. Алгоритм QUEST

Одним із найбільш поширених алгоритмів визначення орієнтації за векторними вимірюваннями є алгоритм QUEST (QUaternion ESTimator). Він ґрунтується на розв'язанні задачі Ваха (Wahba's problem), яка полягає у мінімізації зваженої квадратичної похибки між виміряними та еталонними векторами [9].

У загальному вигляді цільова функція задачі Ваха записується як

$$J(R) = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^N \omega_i \|b_i - R r_i\|^2 \quad (4)$$

де b_i — виміряні вектори у бортовій системі координат; r_i – відповідні еталонні вектори в інерціальній системі; ω_i – вагові коефіцієнти.

Алгоритм QUEST дозволяє ефективно визначати орієнтацію у вигляді кватерніона та широко застосовується в системах ADCS малих супутників завдяки чисельній стійкості та помірним обчислювальним витратам. Водночас при використанні лише одного сонячного вектору задача стає недовизначеною, що зумовлює необхідність комплексування з іншими датчиками [8].

3.3. Фільтр Калмана та комплексування вимірювань

Для підвищення точності та забезпечення безперервності визначення орієнтації в умовах шумів та періодичних втрат вимірювань у системах ADCS CubeSat широко застосовуються фільтри Калмана та їх модифікації, зокрема розширений фільтр Калмана (ЕКФ) [8], [13]. Такі алгоритми дозволяють

поєднувати дані сонячних датчиків, гіроскопів та магнітометрів у єдиній математичній моделі.

У фільтрі Калмана вимірювання від сонячних датчиків використовуються для корекції прогнозованого стану орієнтації, отриманого на основі гіроскопічних даних. Це особливо важливо під час затемнень, коли прямі вимірювання вектору Сонця є недоступними, а система змушена працювати в режимі інерціального прогнозування [15].

Комплексування вимірювань дозволяє також частково компенсувати вплив альbedo Землі та інших збурень шляхом адаптивного налаштування вагових коефіцієнтів та відбраковування некоректних даних, що істотно підвищує стійкість системи визначення орієнтації.

4. Фактори орбітального середовища та вплив альbedo Землі

4.1. Вплив альbedo Землі

Робота систем орієнтації наносупутників формату CubeSat на низьких навколосеземних орбітах ускладнюється тим, що сонячні датчики сприймають не лише пряме випромінювання Сонця, але й відбите світло Землі. Альbedo Землі являє собою відбите сонячне випромінювання, інтенсивність якого істотно варіюється залежно від типу поверхні (океан, хмарний покрив, лід) і, за експериментальними даними, в середньому може досягати 30–40% від сонячної постійної [14], [18].

Для простих сонячних датчиків, зокрема фотодіодів та сонячних панелей, альbedo створює ефект «другого Сонця». У випадках, коли датчик орієнтований у бік освітленої поверхні Землі, інтеграція відбитого випромінювання призводить до значного зміщення виміряного вектору Сонця або його центроїда. За відсутності алгоритмічної компенсації це може спричинити похибки орієнтації до 30° [16].

Схематично вплив альbedo Землі на результати вимірювань сонячних датчиків наведено на рисунку 2.

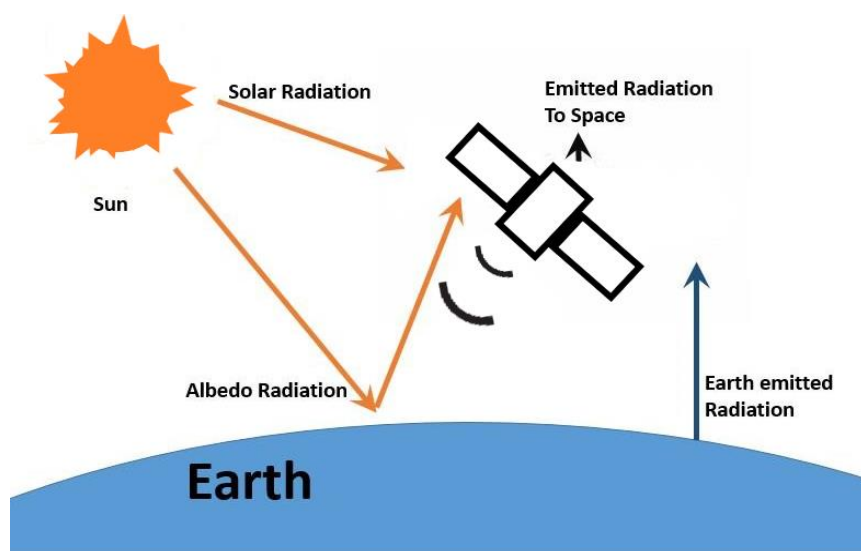


Рис. 2 Схематичне зображення впливу альbedo Землі на вимірювання сонячного датчика

4.2. Алгоритмічні методи компенсації альbedo

Сучасні дослідження пропонують декілька алгоритмічних підходів до компенсації впливу альbedo Землі на результати вимірювань сонячних датчиків. Одним із них є включення математичної моделі відбитого випромінювання безпосередньо до алгоритму фільтра Калмана. Такий підхід передбачає розбиття поверхні Землі на дискретну сітку з урахуванням типу покриття та геометрії освітлення [17], [18].

Іншим поширеним методом є адаптивна фільтрація, яка базується на динамічній зміні коваріації шуму вимірювань у фільтрі Калмана. У випадках, коли орбітальні ефемериди вказують на те, що сонячний датчик «дивиться» на освітлену поверхню Землі, відповідні вимірювання вважаються менш надійними, а їх вага у процесі фільтрації зменшується [19]. Такий підхід дозволяє підвищити стійкість системи без значного ускладнення математичної моделі.

4.3. Робота в умовах затемнення (Eclipse)

Приблизно 30–35% часу одного орбітального витка супутник перебуває в тіні Землі, що унеможливлює використання сонячних датчиків для визначення орієнтації [15]. У цей період система ADCS повинна автоматично переходити в режим інерціального провадження з використанням виключно гіроскопічних вимірювань.

Точність визначення орієнтації під час затемнення повністю залежить від якості попереднього калібрування гіроскопів та ефективності алгоритмів фільтра Калмана, які компенсують накопичення інтегральної похибки.

5. Калібрування сонячних датчиків на орбіті

Через особливості виготовлення та збірки наносупутників формату CubeSat, які часто виконуються у напівпромислових або лабораторних умовах, реальні осі датчиків практично завжди мають невеликі відхилення від ідеальних осей корпусу. Такі механічні перекося неможливо усунути фізично після запуску, тому їх компенсація здійснюється математичними методами безпосередньо на орбіті.

Модель вимірювання сонячного датчика з урахуванням основних похибок може бути подана у вигляді [10]:

$$y = SM_{S_B} + b + \eta \quad (5)$$

де y – вектор виміряних сигналів; S_B – істинний вектор на Сонце в бортовій системі координат; M – матриця перекося осей датчика;

S – матриця масштабних коефіцієнтів; b – вектор зміщення нуля;

η – випадковий шум вимірювань.

Оцінка параметрів цієї моделі зазвичай здійснюється із використанням фільтра Калмана або методів найменших квадратів у процесі штатної експлуатації супутника.

6. Висновки

Аналіз сучасних підходів до визначення орієнтації наносупутників формату CubeSat за положенням Сонця дозволяє виокремити низку ключових тенденцій. По-перше, незважаючи на широке використання фотодіодних датчиків у бюджетних місіях, спостерігається стійкий перехід до застосування мініатюрних

камер та алгоритмів комп'ютерного зору, які демонструють підвищену стійкість до впливу альbedo Землі.

По-друге, в умовах обмежених апаратних ресурсів головне навантаження у забезпеченні точності орієнтації покладається на алгоритмічне забезпечення. Включення моделей альbedo та адаптивних фільтрів Калмана стає стандартною практикою навіть для малих та освітніх місій.

По-третє, жоден окремих датчик не може забезпечити необхідний рівень надійності. Сучасні системи ADCS CubeSat базуються на комплексуванні даних сонячних датчиків, гіроскопів та магнітометрів, що визначає подальші напрями розвитку систем орієнтації малих супутників.

References

1. Selva D., Krejci D. A survey and assessment of the capabilities of CubeSats for Earth observation // *Acta Astronautica*. – 2012. – Vol. 74. – P. 50–68.
2. Bhatia M. A. A. S. et al. A review of CubeSat attitude determination and control systems: Trends, challenges and future prospects // *IEEE Access*. – 2021. – Vol. 9. – P. 30280–30298.
3. Swartwout M. CubeSat database and mission overview // *Acta Astronautica*. – 2012. – Vol. 76. – P. 1–9.
4. Markley F. L., Crassidis J. L. *Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control*. – New York: Springer, 2014. – 486 p. DOI: [10.1007/978-1-4939-0802-8](https://doi.org/10.1007/978-1-4939-0802-8).
5. Wertz J. R. *Spacecraft Attitude Determination and Control*. – Dordrecht: D. Reidel, 1978. – 858 p. DOI: [10.1007/978-94-009-9907-7](https://doi.org/10.1007/978-94-009-9907-7).
6. Wahba G. A least squares estimate of satellite attitude // *SIAM Review*. – 1965. – Vol. 7, No. 3. – P. 409–412. DOI: [10.1137/1008080](https://doi.org/10.1137/1008080).
7. Shuster M. D., Oh S. D. Three-axis attitude determination from vector observations // *Journal of Guidance and Control*. – 1981. – Vol. 4, No. 1. – P. 70–77. DOI: [10.2514/3.19717](https://doi.org/10.2514/3.19717).
8. Crassidis J. L. et al. Survey of nonlinear attitude estimation methods // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. – 2007. – Vol. 30, No. 1. – P. 12–28. DOI: [10.2514/1.22452](https://doi.org/10.2514/1.22452).
9. Kalman R. E. A new approach to linear filtering and prediction problems // *Transactions of the ASME – Journal of Basic Engineering*. – 1960. – Vol. 82. – P. 35–45. DOI: <http://dx.doi.org/10.1115/1.3662552>.
10. Springmann J. C., Cutler J. W. On-orbit calibration of photodiodes for attitude determination // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. – 2014. – Vol. 37, No. 6. – P. 1826–1839. DOI: [10.2514/1.G000175](https://doi.org/10.2514/1.G000175).
11. Volpe R., Sabatini S. Camera-based attitude determination for nanosatellites // *Aerospace*. – 2019. – Vol. 6, No. 6. – P. 65. DOI: [10.3390/aerospace6060065](https://doi.org/10.3390/aerospace6060065).
12. Grassi M. et al. COTS-based attitude determination system for a CubeSat // *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*. – 2019. – Vol. 34, No. 6. – P. 44–52. DOI: [10.1109/MAES.2019.2913182](https://doi.org/10.1109/MAES.2019.2913182).
13. Yang Y. Tight integration of GNSS and coarse sun sensors for CubeSat attitude determination // *Advances in Space Research*. – 2019. – Vol. 63, No. 11. – P. 3634–3647. DOI: [10.1016/j.asr.2019.02.031](https://doi.org/10.1016/j.asr.2019.02.031).
14. Bhandari D. D., Bak T. Modeling Earth albedo for satellites in Earth orbit // *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*. – San Francisco, USA, 2005.

DOI: [10.2514/6.2005-6465](https://doi.org/10.2514/6.2005-6465).

15. Rizvi Z. et al. Attitude Determination System for a CubeSat Experiencing Eclipse // *Sensors*. – 2023. – Vol. 23, No. 20. – P. 8549. DOI: [10.3390/s23208549](https://doi.org/10.3390/s23208549).

16. Modenini D. et al. Robust Sun sensor attitude determination for nanosatellites // *Aerospace Science and Technology*. – 2020. – Vol. 99. – Art. no. 105741. DOI: [10.1016/j.ast.2020.105741](https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.105741).

17. Rebecchi G. et al. Earth albedo modeling for attitude determination // *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*. – Boston, USA, 2013. DOI: [10.2514/6.2013-4962](https://doi.org/10.2514/6.2013-4962).

18. Votel R., Sinclair D. Comparison of Earth albedo models for attitude determination // *26th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*. – Logan, USA, 2012. DOI: [10.2514/6.2012-4392](https://doi.org/10.2514/6.2012-4392).

19. O'Keefe S. et al. Albedo correction for coarse sun sensors // *28th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*. – Logan, USA, 2014. DOI: [10.2514/6.2014-4392](https://doi.org/10.2514/6.2014-4392).

20. Elryyes A. M. Linear Kalman filter for attitude determination of a CubeSat // *Alexandria Engineering Journal*. – 2021. – Vol. 60, No. 1. – P. 1817–1826. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.aej.2020.12.049>.

Надійшла до редакції 26.03.2026, розглянута на редколегії 10.04.2026

Sun-based attitude determination for CubeSat nanosatellites: a review, models, and albedo compensation algorithms

The article is devoted to a systematic review of methods for determining the angular orientation of CubeSat nanosatellites based on the Sun vector in low Earth orbits (LEO). The relevance of the study is driven by the increasing requirements for the pointing accuracy of small spacecraft when performing complex missions: Earth remote sensing, global monitoring, and optical communications. Developers are forced to work under strict mass, size, and power constraints inherent in CubeSat platforms.

The purpose of the work is to generalize scientific and technical approaches to orientation using Sun sensors, evaluate their parameters, and study the influence of orbital conditions on measurement errors. The study uses methods of comparative analysis of hardware solutions, systematization of data from scientific sources, and mathematical modeling of the processes of Sun vector determination.

A detailed classification of Sun orientation devices is provided: from analog photodiode circuits and the use of solar panels as coarse sensors to precision slit sensors and digital systems based on CMOS cameras. Their angular resolution, field of view, and resistance to interference are analyzed. Mathematical models for calculating the Sun direction in inertial and body-fixed coordinate systems are described. Attitude estimation algorithms are considered, including the QUEST method and modifications of the Kalman filter. The necessity of combining data from Sun sensors with measurements from gyroscopes and magnetometers for stable operation of ADCS systems is substantiated.

Significant attention is paid to the negative impact of Earth albedo and eclipse periods. Algorithmic methods for leveling background illumination based on Earth's reflection models and adaptive adjustment of weight coefficients in filters are analyzed. The main result of the study is the proof that the orientation accuracy of a CubeSat depends primarily on the quality of on-board data processing algorithms, rather than

just on sensor characteristics. It has been established that sub-degree pointing accuracy requires the integration of navigation data, the use of Kalman filters, and software compensation for albedo. The results obtained create a theoretical basis for the design of orientation systems for future space missions based on ultra-small platforms.

Keywords: CubeSat; attitude determination and control system (ADCS); Sun sensor; Earth albedo; Kalman filter; LEO.

Відомості про авторів:

Щербей Олександр Сергійович – аспірант кафедри 402, Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна, e-mail: o.s.shcherbei@khai.edu, ORCID: <https://orcid.org/0009-0007-8533-856X>.

Погудін Андрій Володимирович – кандидат технічних наук, доцент, доцент кафедри космічної техніки та нетрадиційних джерел енергії, Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна, e-mail: a.pohudin@khai.edu, ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-8673-2119>, SCOPUS ID: [57214223045](https://orcid.org/0000-0002-8673-2119), Web of Science ResearcherID: [15650971](https://orcid.org/0000-0002-8673-2119), ResearchGate: [AndriiPohudin](https://orcid.org/0000-0002-8673-2119).

About the authors:

Oleksandr SHCHERBEI – PhD student of the Department of Space Technology and Alternative Energy Sources, National Aerospace University "Kharkiv Aviation Institute", Kharkiv, Ukraine, e-mail: o.s.shcherbei@khai.edu, ORCID: <https://orcid.org/0009-0007-8533-856X>.

Andrii POHUDIN – PhD in Technical Sciences, Associate Professor, Associate Professor of the Department of Space Technology and Non-Conventional Energy Sources, National Aerospace University "Kharkiv Aviation Institute", Kharkiv, Ukraine, e-mail: a.pohudin@khai.edu, ORCID ID: <https://orcid.org/0000-0002-8673-2119>, SCOPUS ID: [57214223045](https://orcid.org/0000-0002-8673-2119), Web of Science ResearcherID: [15650971](https://orcid.org/0000-0002-8673-2119), ResearchGate: [AndriiPohudin](https://orcid.org/0000-0002-8673-2119).