

# Формирование и усиление сигналов

DOI 10.24412/2221-2574-2022-1-37-45

УДК 531.74

## ОПРЕДЕЛЕНИЕ УГЛОВОЙ ОРИЕНТАЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИНФРАКРАСНОГО ДАТЧИКА КРЕНА

**Драч Владимир Евгеньевич**

кандидат технических наук, доцент, ФГБОУ ВО «Сочинский государственный университет»<sup>1</sup>.

E-mail: [rp-admin@inbox.ru](mailto:rp-admin@inbox.ru)

**Кондратов Даниил Алексеевич**

студент магистратуры, Калужский филиал ФГБОУ ВО «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)»<sup>2</sup>.

E-mail: [ivansusanin295@gmail.com](mailto:ivansusanin295@gmail.com)

**Андреев Владимир Викторович**

доктор технических наук, профессор, Калужский филиал ФГБОУ ВО «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)»<sup>2</sup>.

E-mail: [andreev@bmstu.ru](mailto:andreev@bmstu.ru)

<sup>1</sup>Адрес: 354000, Российская Федерация, г. Сочи, ул. Пластунская, д. 94.

<sup>2</sup>Адрес: 248000, Российская Федерация, г. Калуга, ул. Баженова, д. 2.

**Аннотация:** Крен определяется как движение летательного аппарата относительно продольной горизонтальной оси инерции. В настоящее время для измерения крена летательного аппарата широко используются датчики крена. Однако, ввиду того, что к датчикам крена предъявляются зачастую противоречивые требования, на данный момент в технике применяется ряд датчиков, не лишённых недостатков. Целью данной работы является детальное описание принципа функционирования ИК датчиков крена, изучение влияния конструкции оптического окна на показания ИК датчиков, оценка влияния нагрева корпуса и окружающих газов на показания термомпар, а также изучение влияния погодных условий и подстилающей поверхности на работу датчика. В статье приводится сравнительный обзор датчиков, которые определяют крен разными способами. Сделан вывод о том, что ИК датчики обладают рядом преимуществ в отличие от других типов датчиков, и могут быть использованы для получения достоверных данных при ориентации летательного аппарата. Показано, что в настоящее время ИК датчики являются оптимальным вариантом по интегральному критерию качества при выборе датчика крена летательного аппарата.

**Ключевые слова:** крен, ИК датчик, термомпара, летательный аппарат, угловая ориентация.

### Введение

Долгое время проблема ориентации летательных аппаратов решалась только с применением механических гироскопов — громоздких, тяжёлых, трудоёмких в изготовлении и настройке устройств. Зачастую обеспечиваемое такими устройствами время выбега оказывается недостаточным для продолжительного полёта.

Развитие MEMS-технологии предоставило альтернативу в виде MEMS-гироскопов. Их достоинства — сверхмалые габариты и вес,

неограниченное время работы, отсутствие необходимости в настройке, простое подключение к системе управления. Однако MEMS-гироскопы в течение своей работы накапливают ошибку, которую необходимо периодически сбрасывать при помощи другого устройства [1].

Сброс такой ошибки ориентации требует получения информации об ориентации летательного аппарата способом, отличным от механического: магнитным, визуальным, оптическим или термометрическим.

### Обзор способов определения крена

В настоящее время выпускаются различные датчики определения угла крена, которые функционируют в соответствии с несколькими разными физическими принципами.

При использовании магнитного способа определения угла крена датчик измеряет проекцию индукции магнитного поля на ось чувствительности. Однако такому датчику свойственны два типа искажений — *hard-iron* и *soft-iron*. Первый тип искажений (*Hard-iron*) — это аддитивный эффект, при котором к измеряемому полю добавляется постоянная составляющая [2]. Причиной такого искажения может быть, к примеру, собственное смещение нуля датчика или действие постоянного магнита. Второй тип искажений (*soft-iron*) — мультипликативный эффект, который отражает изменение направления и/или ослабление вектора магнитной индукции. Этот эффект может быть вызван присутствием металлического предмета рядом с магнитометром или же собственными искажениями датчика — погрешностью масштабного коэффициента или перекосом его оси чувствительности. Вследствие вышеуказанных недостатков данный датчик, не обладая достаточной точностью, не представляет интереса в рассматриваемой задаче [3].

При визуальном способе ориентации используется анализ изображения с камеры, закреплённой на летательном аппарате, в ходе которого определяется наклон линии горизонта [4]. Такой способ позволяет ориентировать летательный аппарат с высокой точностью, однако требует мощной вычислительной системы, способной отрабатывать алгоритм в реальном времени. Такой способ лучше всего подходит для аппаратов, управляемых с земли, где обработка может проводиться на наземной станции по данным, полученным по каналу телеметрии (если позволяет его пропускная способность) [5]. В случае полностью автономного летательного аппарата размещение громоздкой вычислительной системы на борту крайне затруднительно.

В оптическом способе применяются лазерные датчики крена. В таком датчике используется квантовый генератор, в котором генерируются волны оптического диапазона, распространяющиеся в противоположных направлениях, и который снабжён устройством, осуществляющим измерение частоты возникающих биений указанных волн [6]. Однако недостатками такого типа датчиков являются нелинейность выходного сигнала вследствие явления захвата. Это явление возникает, когда частоты встречных волн различаются незначительно. Это приводит к тому, что при очень малой угловой скорости вращения лазерного датчика из-за взаимной синхронизации волн исчезают биения. Кроме того, в таких датчиках имеется зависимость масштабного коэффициента от линейных размеров датчика [7].

При термометрическом способе используется температурный контраст между направлениями надир и зенит, который возможно определить при помощи бесконтактных температурных датчиков, таких, как термопары или пироприёмники [8].

### Описание принципа работы температурного датчика

Температурный датчик использует для своей работы постоянно имеющуюся разницу температуры Земли и тропосферы (небосвода). Небосвод и Земля являются источниками инфракрасного (ИК) излучения. Диапазон ИК-излучения для небосвода находится в пределах 6–14 мкм, а для Земли — 8–14 мкм, что примерно соответствует излучению абсолютно черного тела с температурой в диапазоне от минус 75°C до плюс 75°C. Температура небосвода всегда меньше температуры Земли. В ясные солнечные дни температурное различие между зенитом небосвода и земной поверхностью может достигать 40°C. Даже в облачные дни остается разница порядка 1–3°C. Разница температур существует и для других погодных условий (таблица 1) [9].

Температуру тел, являющихся источниками ИК-излучения, можно измерить с помощью

Таблица 1. Температурная разница между зенитом небосвода и земной поверхностью

Погодные условия	Температура воздуха, °С	Разница температур земля/зенит, °С
Ясная зимняя ночь, нулевая облачность	-15	32
Солнечный зимний день, нулевая облачность	-10	20
Пасмурный зимний день, низкая снеговая облачность	-2	1,5
Пасмурный зимний день, туман, низкая облачность	0	1
Осенний солнечный день легкая облачность	+5	19
Солнечный летний день, нулевая облачность	+25	40

инфракрасных термометров (пирометров) — МЭМС-термопар.

МЭМС-термопара представляет собой соединённые последовательно несколько десятков-сотен термопар, сформированных методом МЭМС-технологии на кремниевой подложке площадью 0,6–1,5 мм<sup>2</sup> и смонтированных в миниатюрный герметичный корпус с входным оптическим окном — фильтром на полосу 6–14 мкм. Также прибор содержит встроенный термистор для измерения локальной температуры датчика. Постоянная времени датчика не более 5–6 мс.

Работоспособность пирометров при любых погодных условиях обусловлена уникальным свойством земной атмосферы пропускать практически без ослабления ИК-излучение в диапазоне (6–14) мкм (рис. 1). В этом диапазоне находятся собственные тепловые излучения тел, включая космическое вещество. И в этом же диапазоне работают пирометры [10].

Это свойство атмосферы позволяет пиро-

метрам фиксировать космический холод даже через плотные облака и измерять тепловой контраст между холодным небосводом и теплой Землей. Важно, что Солнце практически не излучает в этом диапазоне, поэтому оно невидимо для пирометров [11].

Рассмотрим принцип работы датчика (рис. 2). Термопара, имеющая поле зрения FOV, зафиксирована на аппарате. Экватор сферы представляет горизонт Земли, и аппарат может свободно вращаться в любом направлении относительно сферы. Угол между биссектрисой FOV и плоскостью горизонта — угол наклона (зенита) по отношению к горизонту  $\gamma_0$  (где  $0 \leq \gamma_0 \leq 2\pi$ ). Конус, представляющий угол зрения термопары, пересекается с единичной сферой, образуя круг С. Кроме того, биссектриса угла зрения образует азимутальный угол  $\beta_0$  относительно  $I_r$ .

Выходное напряжение термопары пропорционально общей ИК энергии, попадающей на датчик. Доказано, что ИК излучение в земной

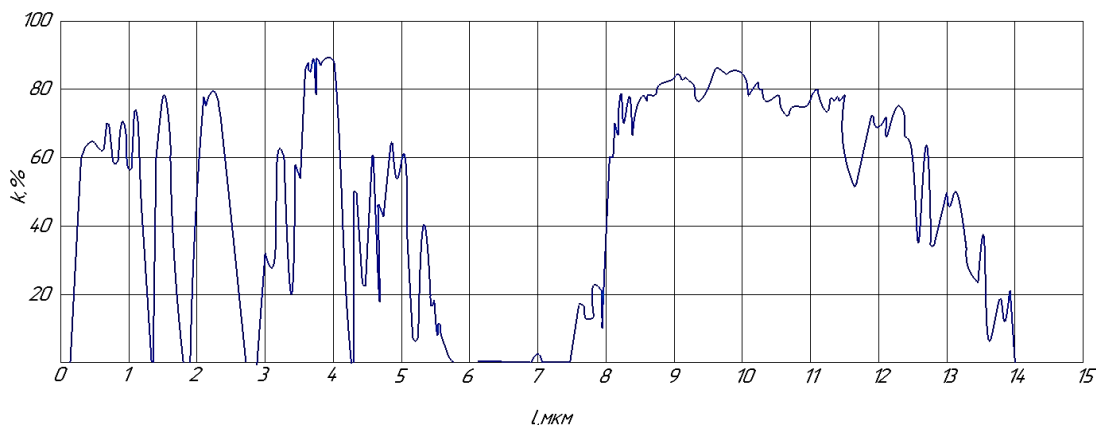


Рис. 1. Спектральное пропускание атмосферы (l — длина волны, k — пропускание) [7]

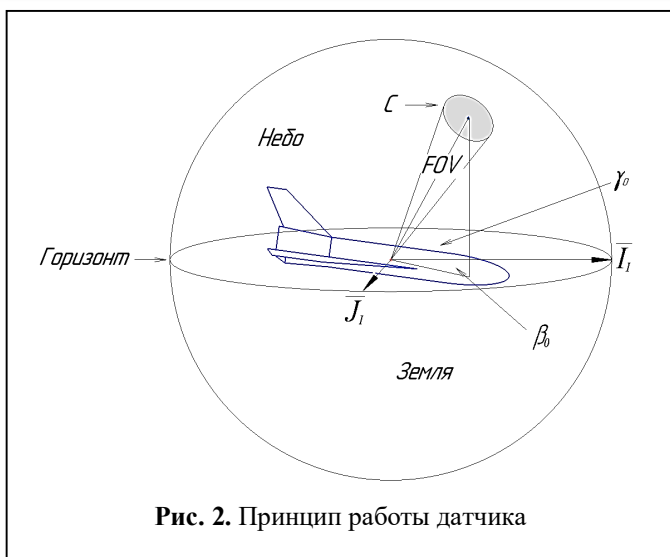


Рис. 2. Принцип работы датчика

атмосфере минимально при угле зенита, соответствующем направлению точно вверх, и растет экспоненциально при движении угла зенита к нулю. Когда термопара направлена точно к Земле, сигнал максимальный. Общее ИК излучение  $y(\gamma)$  на каждом интервале угла зенита:

$$y(\gamma) = \begin{cases} k_1 e^{-\alpha\gamma} + k_2, & \text{если } 0 \leq \gamma \leq \pi/2; \\ k_1 e^{-\alpha(\pi/2-\gamma)} + k_2, & \text{если } \pi/2 \leq \gamma \leq \pi; \\ p_2 \gamma^2 + p_1 \gamma + p_0, & \text{если } \pi \leq \gamma \leq 2\pi, \end{cases} \quad (1)$$

где  $k_1 = 59,0$ ;  $k_2 = 6,0$ ;  $\alpha = -11,0$ ;  $p_0 = -55,0$ ;  $p_1 = 57,3$  и  $p_2 = -6,1$ . Указанные коэффициенты определены экспериментально. Рис. 3 показы-

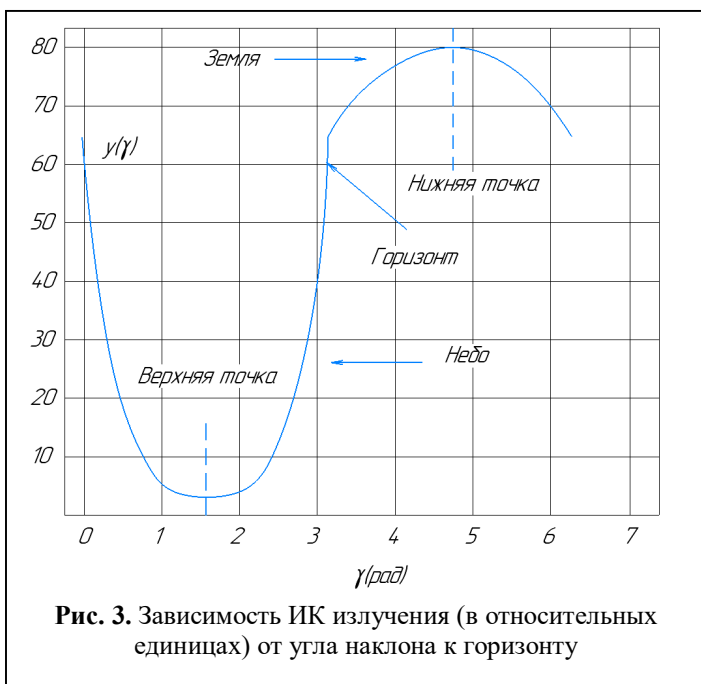


Рис. 3. Зависимость ИК излучения (в относительных единицах) от угла наклона к горизонту

вает график величины ИК излучения как функции угла наклона к горизонту.

Выходное напряжение термопары пропорционально ИК излучению в круге С и может быть выражено как:

$$V(\gamma) = k_v \iint_C y(\gamma) d\beta d\gamma. \quad (2)$$

Так как С — круг, то:

$$V(\gamma) = k_v \int_{\gamma_0 - FOV/2}^{\gamma_0 + FOV/2} 2y(\gamma) \sqrt{\left(\frac{FOV}{2}\right)^2 - (\gamma - \gamma_0)^2} d\gamma. \quad (3)$$

Ориентация аппарата, как правило, определяется с помощью стандартных углов, а именно угла рыскания  $\psi$ , угла тангажа  $\theta$  и угла крена  $\phi$ . Углы крена и тангажа

могут быть преобразованы в общий горизонтальный угол, используя следующее выражение:

$$\gamma_0 = \tan^{-1} \left( \frac{\cos(\theta) \sin(\phi)}{\sqrt{\sin^2(\theta) \sin^2(\phi) + \cos^2(\phi)}} \right). \quad (4)$$

Зависимость выходного напряжения термопары с полем зрения  $120^\circ$  от угла крена, при равном нулю угле тангажа, приведена на рис. 4.

Рис. 5 описывает влияние апертуры термопары на её выходное напряжение. Приведены зависимости для полей зрения от  $90^\circ$  до  $150^\circ$  с шагом  $15^\circ$ .

Рис. 6 описывает влияние угла тангажа на выходное напряжение термопары. Приведены зависимости для углов тангажа от  $0^\circ$  до  $90^\circ$  с шагом  $15^\circ$ . Как видно из графика, при угле тангажа, равном  $90^\circ$ , определение угла крена становится невозможным ввиду отсутствия теплового контраста.

### Влияние конструкции оптического окна на показания ИК датчиков

В ходе полёта неизбежен нагрев входного оптического окна, которое, в свою очередь, начнет излучать на длине волны, близкой к длине волны принимаемого с поверхности Земли ИК излучения. Ввиду того, что для выделения сигнала

угла крена используется дифференциальный сигнал, если излучение оптического окна не будет ослеплять термопару, возникающая ошибка будет минимальной.

Для оценки возможности ослепления термопары сравним излучение Земли и излучение окна.

Землю можно считать абсолютно черным телом (АЧТ) с температурой 200...300 К. Согласно закону Планка, мощность, приходящаяся на единицу площади излучающей поверхности в единичном интервале длин волн, определяется по формуле

$$R(\lambda, T) = \frac{2\pi hc^2}{e^{\frac{hc}{\lambda kT}} - 1} \quad (5)$$

При этом следует учитывать, что оптимальным рабочим диапазоном длин волн для термопары является диапазон 8...14 мкм. Излучаемая поверхностью Земли мощность в этом случае составит

$$E = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{2\pi hc^2}{e^{\frac{hc}{\lambda kT}} - 1} d\lambda, \quad (6)$$

где  $\lambda_1 = 8$  мкм,  $\lambda_2 = 14$  мкм.

Считаем, что температура корпуса во время полета нагревается до  $T = 573$  К, и до той же температуры нагревается входное окно датчика. Материал входного окна считаем серым телом с коэффициентом черноты  $\epsilon = 0,9$ :

$$E = \epsilon \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{2\pi hc^2}{e^{\frac{hc}{\lambda kT}} - 1} d\lambda. \quad (7)$$

**Оценка влияния нагрева корпуса летательного аппарата и окружающих газов на показания термопар**

На рис. 7 изображена зависимость принимаемого на единицу площади излучения Земли на высоте 4 км от температуры исходя из выражения (7)

$$E = \epsilon \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{2\pi hc^2}{e^{\frac{hc}{\lambda kT}} - 1} d\lambda = 1538 \text{ Вт/м}^2. \quad (8)$$

Площадь входного окна считаем равной  $1 \text{ см}^2$ . Тогда полная мощность, излучаемая

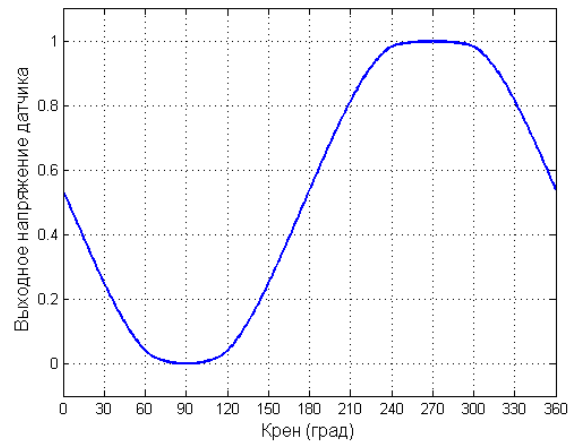


Рис. 4. Зависимость выходного напряжения термопары от угла крена

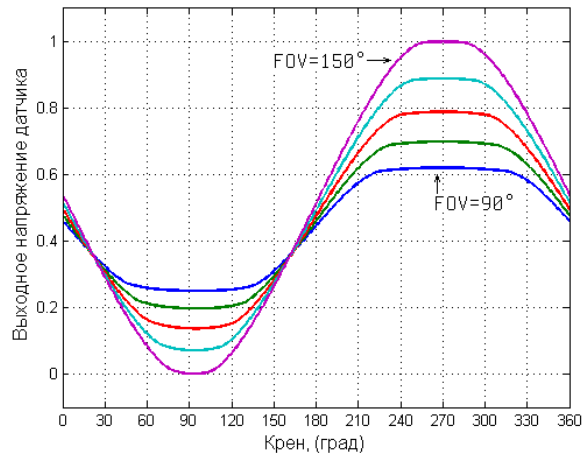


Рис. 5. Влияние апертуры термопары на выходной сигнал

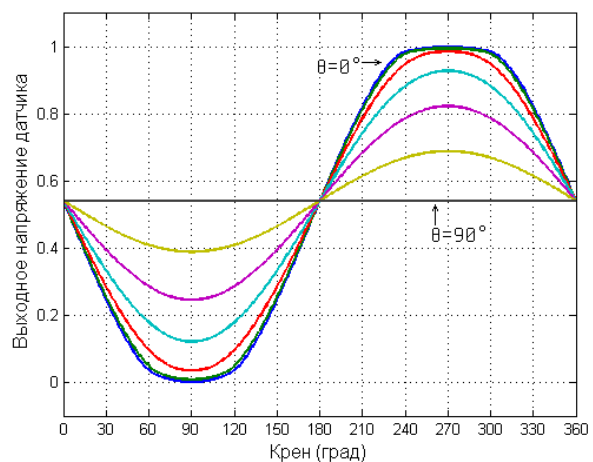


Рис. 6. Влияние угла тангажа на выход термопары

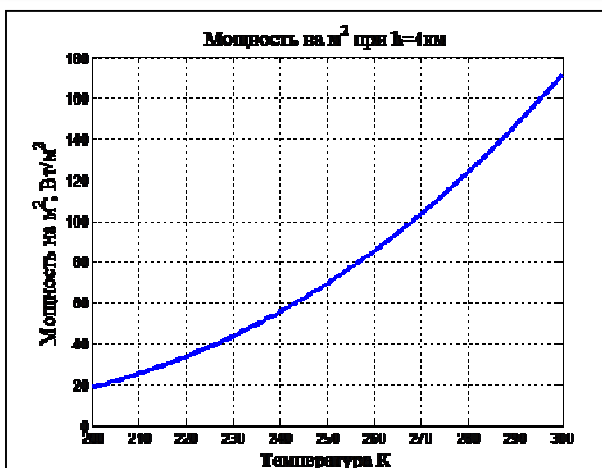


Рис. 7. Зависимость принимаемого на единицу площади излучения Земли

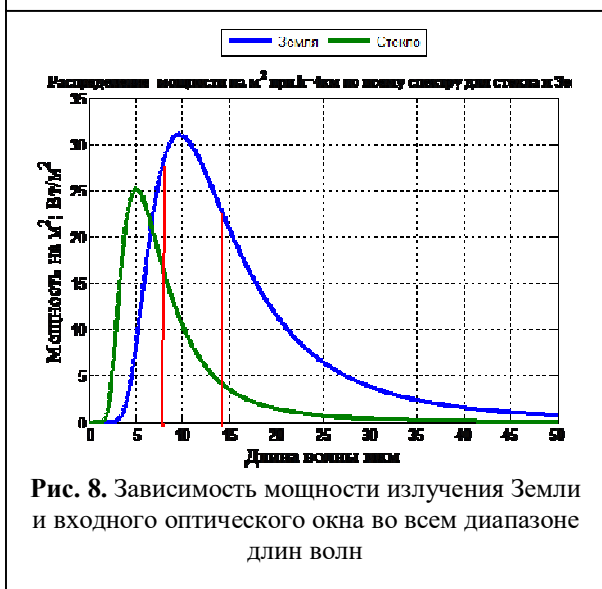


Рис. 8. Зависимость мощности излучения Земли и входного оптического окна во всем диапазоне длин волн

нагретым стеклом, равняется 0,15 Вт. Считаем, что термопара находится на расстоянии 10 мм от окна. Тогда мощность, приходящаяся на единицу площади в месте расположения термопары, равняется  $0,15/(2\pi l^2 + \pi r^2) = 4,8 \text{ Вт/м}^2$ .

На рис. 8 представлены графики зависимости теплового излучения Земли и стекла по всему спектру. Земля считается абсолютно черным телом с температурой 300 К, а стекло серым телом с температурой 573 К и коэффициентом черноты 0,9. Как видно из представленного графика, чем больше нагрето тело, тем в более коротковолновую область смещается максимум мощности. Максимум теплового излучения Земли приходится на рабочий диа-

пазон длин волн (8...14 мкм), в то время как максимум излучения стекла смещается в более коротковолновую область.

Основными источниками теплового излучения среди газов атмосферы являются углекислый газ и пары воды, но они в диапазоне длин волн 8–14 мкм не излучают. Можно дать грубую оценку, считая, что вся излученная энергия в температурном пограничном слое придется на рабочий диапазон длин волн. Толщина температурного пограничного слоя

$$\delta \approx 0,59 \text{Pr}^{-1/2} \frac{l}{\sqrt{\text{Re}}} \approx \frac{l}{\sqrt{\text{Re}}} \approx 10^{-4} \text{ м.} \quad (9)$$

$$E = e_T \left( \frac{T}{100} \right)^4, \quad (10)$$

где  $e_T = 1 - e^{-b_\lambda p l}$ ,  $b_\lambda = 0,2$  в исследуемом диапазоне длин волн.

$$p_{\text{возд}} V = \frac{m_{\text{возд}}}{M_{\text{возд}}} RT, \quad (11)$$

$$p_{\text{CO}_2} V = \frac{m_{\text{CO}_2}}{M_{\text{CO}_2}} RT. \quad (12)$$

Поделив одно на другое, получаем парциальное давление  $\text{CO}_2$ , при учёте, что  $m_{\text{CO}_2} = 0,0004 m_{\text{возд}}$ :

$$p_{\text{CO}_2} = \frac{m_{\text{CO}_2}}{m_{\text{возд}}} \cdot \frac{M_{\text{возд}}}{M_{\text{CO}_2}} p_{\text{возд}}, \quad (13)$$

$$p_{\text{возд}} = \frac{\rho}{M} RT = 1,8 \cdot 10^5. \quad (14)$$

откуда  $p_{\text{CO}_2} = 47,5 \text{ Па}$ ;  $e_T = 0,037$ ;  $E = 0,8 \text{ Вт/м}^2$ . Аналогично для паров воды  $E = 8,9 \text{ Вт/м}^2$ . Стоит отметить, что полученные данные существенно завышены. Можно заключить, что нагрев корпуса изделия во время полёта незначительно изменит показания термопар. Также следует упомянуть тот факт, что для определения отклонения поперечной оси от горизонта используется разность двух термопар, поэтому в случае, если нагрев будет равномерным, то заметного влияния на показания прибора это не окажет.



### Влияние погодных условий и подстилающей поверхности

При полёте на очень низкой высоте над наклонной подстилающей поверхностью, летательный аппарат, корректируемый датчиком крена, отклоняется от горизонта в соответствии с наклоном подстилающей поверхности. Однако стоит отметить, что данный эффект не представляет опасности на данных высотах.

Также можно увидеть схожую ситуацию при работе датчика вблизи низких облаков — слоистых и кучевых. Этот эффект связан с тем, что такие облака гораздо менее прозрачны в ИК диапазоне, ввиду повышенной концентрации поглощающих газов и имеет место быть на высоте не более 2 км.

### Заключение

В статье было показано, что ИК датчики крена обладают рядом преимуществ в отличие от других типов датчиков, и характеризуются отсутствием влияния на их работу погодных условий, подстилающей поверхности и нагрева корпуса во время полета.

Данные датчики могут быть использованы в качестве дополнительного источника получения информации об ориентации летательного аппарата при сбросе ошибки ориентации MEMS-гироскопов, а также в качестве резервных систем ориентации летательного аппарата.

Благодаря своим малым размерам они хорошо подходят для установки на небольших летательных аппаратах, пилотируемых с земли или работающих в автономном режиме, что играет существенную роль в обеспечении их компактности и стоимости.

### Литература

1. *Холопов И.С.* Калибровка цифровых трехосный MEMS акселерометров по шести ортогональным положениям // Радиотехнические и телекоммуникационные системы. 2015. № 2 (18). С. 61–65.
2. *Матвеев В.В., Распопов В.Я.* Основы построения бесплатформенных инерциальных нави-

гационных систем. СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн ЦНИИ «Электроприбор», 2009. 280 с.

3. *Чье Ен Ун, Чернышов Е.С.* Магнитно-инерциальный метод определения положения и ориентации объекта // Вестник Тихоокеанского государственного университета. 2014. № 1 (32). С. 69–78.

4. *Степанов Д.Н.* Методы и алгоритмы определения положения и ориентации беспилотного летательного аппарата с применением бортовых видеокамер // Программные продукты и системы. 2014. №1. С. 150–157.

5. *Хекер П., Бестманн У., Волков С.Ю., Ангерманн М., Декерт А.* Позиционирование летательного аппарата по видеоданным для контроля интегрированной навигационной системы при заходе на посадку // Гироскопия и навигация. 2019. Т. 27. №4 (107). С. 29–51.

6. Пат. RU2406962C2 Способ наведения вращающейся по углу крена ракеты, система наведения и позиционный датчик для его осуществления / *Захаров Л.Г., Копылов Ю.Д., Кузнецов Ю.М., Чуканов М.Н., Ухабова О.Н.* Заявл. 02.06.2008. Опубл. 20.12.2010.

7. Пат. RU2494932C1. Способ формирования оптической посадочной траектории летательного аппарата / *Фещенко С.В.* Заявл. 26.04.2012. Опубл. 10.10.2013.

8. *Хадсон Р.* Инфракрасные системы. М: Мир. 1972. 535 с.

9. *Egan G., Taylor B.* Characterisation of infrared sensors for absolute unmanned aerial vehicle attitude determination: Technical report MECSE-2-2007, Monash University, Melbourne, Australia. 2007. 7 p.

10. *Rogers J., Costello M.* A low-cost orientation estimator for smart projectiles using magnetometers and thermopiles // Journal of The Institute of Navigation. Vol. 59. No. 1. 2012. Pp. 9–24.

11. *Rogers J., Costello M., Hepner D.* Roll orientation estimator for smart projectiles using thermopile sensors // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2011. Vol. 34. No. 3. Pp. 688–697.

Поступила 14 октября 2021 г.

English

## DETERMINING ANGULAR ALTITUDE OF AIRBORNE VEHICLE USING INFRARED ROLL SENSOR

**Vladimir Evgenyevich Drach** — PhD, Associate Professor, Sochi State University".

E-mail: [rpd-admin@inbox.ru](mailto:rpd-admin@inbox.ru)

**Daniil Alexeevich Kondratov** — Graduate Student, Kaluga Affiliated Branch of "Bauman Moscow State Technical University (National Research University of technology)".

E-mail: [ivansusanin295@gmail.com](mailto:ivansusanin295@gmail.com)

**Vladimir Viktorovich Andreev** — Grand Dr. in Engineering, Professor, Kaluga Affiliated Branch of "Bauman Moscow State Technical University (National Research University of technology)".

E-mail: [andreev@bmstu.ru](mailto:andreev@bmstu.ru)

<sup>1</sup>Address: 354000, Russian Federation, Sochi, Plastunskaya st., 94.

<sup>2</sup>Address: 248000, Russian Federation, Kaluga, Bazhenov str., 2.

**Abstract:** Roll is the movement of airborne vehicle relative to longitudinal horizontal axis of inertia. A great while the problem of airborne vehicle orientation was solved by using mechanical gyroscopes that are bulky, heavy, labor-consuming devices for manufacturing and tuning. Run-down time of these devices is often insufficient for a long flight. MEMS technology development gave an option by way of MEMS gyroscopes. Yet, MEMS gyroscopes build up an error during their operation and it needs to be occasionally reset using another device. Thus, the task to develop the required sensor for using in airborne vehicles is very critical. Resetting such an orientation error requires getting information about airborne vehicle orientation by the way other than mechanical one: magnetic, optical, or thermometric ones. In the first instance, the sensor operates using Earth magnetic field and upon that having no adequate accuracy and thus no interest for the problem under consideration. In the second instance, analysis of the image is used from camera-equipped airborne vehicle where skyline slant is determined. This method enables to guide airborne vehicle with high accuracy, but it needs a powerful computing system capable of processing algorithm in real time. In the third instance, temperature contrast between Nadir and Zenith paths is used, which can be defined using non-contact temperature sensors, such as thermocouples or pyroelectric detectors. When reviewing methods to determine the roll for follow-up research, the roll sensor was selected as best suited to solve the problem as it uses temperature contrast between Nadir and Zenith paths. The operation principle of this roll sensor is described in detail. The impact of optical window design on IR sensors' readings is made clear, and assessment of heating effect of body frame and ambient gases on thermocouples' readings is given. The effect of weather conditions and underlying surface on the sensor is revealed as well. Results-based conclusion was drawn that IR sensors have a number of advantages as compared to other types of sensors, and they can be used to obtain data when guiding airborne vehicle..

**Keywords:** roll, IR sensor, thermocouple, airborne vehicle, angular altitude.

### References

1. *Kholopov I.S.* Calibration of digital triaxial MEMS accelerometers by six orthogonal positions. Radio and telecommunication systems. 2015. No. 2 (18). Pp. 61–65.
2. *Matveev V.V., Raspopov V.Ya.* Fundamentals of the construction of free-form inertial navigation systems. St. Petersburg: SSC RF JSC "Concern Central Research Institute "Electropribor", 2009. 280 p.
3. *Che En Un, Chernyshov E.S.* Magnetic-inertial method for determining the position and orientation of an object. Bulletin of the Pacific State University. 2014. No. 1 (32). Pp. 69–78.
4. *Stepanov D.N.* Methods and algorithms for determining the position and orientation of an unmanned aerial vehicle using onboard video cameras. Software products and systems. 2014. No. 1. pp. 150-157.
5. Hecker P., Bestmann U., Volkov S.Yu., Angermann M., Dekirt A. Positioning of an aircraft using video data to control an integrated navigation system during landing. Gyroscopy and navigation. 2019. Vol. 27. No. 4 (107). Pp. 29–51.



6. Pat. RU2406962C2 The method of guidance of a rocket rotating along the roll angle, a guidance system and a positional sensor for its implementation / *Zakharov L.G., Kopylov Yu.D., Kuznetsov Yu.M., Chukanov M.N., Ukhabova O.N.* Appl. 02.06.2008. Publ. 20.12.2010.
7. Pat. RU2494932C1. The method of forming the optical landing trajectory of an aircraft / *Feshchenko S.V.* Appl. 04/26/2012. Publ. 10.10.2013.
8. *Hudson R.* Infrared systems. Moscow: Mir. 1972. 535 p.
9. *Egan G., Taylor B.* Characterisation of infrared sensors for absolute unmanned aerial vehicle attitude determination: Technical report MECSE-2-2007, Monash University, Melbourne, Australia. 2007. 7 p.
10. *Rogers J., Costello M.* A low-cost orientation estimator for smart projectiles using magnetometers and thermopiles. *Journal of The Institute of Navigation*. Vol. 59. No. 1. 2012. Pp. 9–24.
11. *Rogers J., Costello M., Hepner D.* Roll orientation estimator for smart projectiles using thermopile sensors. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2011. Vol. 34. No. 3. Pp. 688–697.