

УДК 681.586
doi:10.21685/2307-5538-2022-1-3

ИНФРАКРАСНЫЕ ДАТЧИКИ КРЕНА ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ УГЛОВОЙ ОРИЕНТАЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

В. Е. Драч¹, Д. А. Кондратов², А. А. Шмелькова³

¹ Сочинский государственный университет, Сочи, Россия

^{2,3} Калужский филиал Московского государственного
технического университета имени Н. Э. Баумана, Калуга, Россия

^{1,2,3} rpd-admin@inbox.ru

Аннотация. *Актуальность и цели.* В настоящее время для определения угловой ориентации летательного аппарата широко используются датчики крена. В статье приводится сравнительный обзор датчиков, которые определяют крен разными способами. *Материалы и методы.* Особое внимание уделяется инфракрасным (ИК) датчикам крена. Детально описан принцип функционирования. Описано влияние конструкции оптического окна на показания ИК датчиков, приведена оценка влияния нагрева корпуса и окружающих газов на показания термопар, а также показано влияние погодных условий и подстилающей поверхности на работу датчика. *Вывод.* Сделан вывод о том, что ИК датчики обладают рядом преимуществ в отличие от других типов датчиков и могут быть использованы для получения данных при ориентации летательного аппарата.

Ключевые слова: крен, ИК датчик, МЭМС-термопара, летательный аппарат, угловая ориентация

Для цитирования: Драч В. Е., Кондратов Д. А., Шмелькова А. А. ИК датчики крена для определения угловой ориентации летательного аппарата // Измерения. Мониторинг. Управление. Контроль. 2022. № 1. С. 21–30. doi:10.21685/2307-5538-2022-1-3

IR ROLL SENSOR FOR DETERMINATION OF AN ANGULAR ORIENTATION OF THE AIRCRAFT

V.E. Drach¹, D.A. Kondratov², A.A. Shmelkova³

¹ Sochi State University, Sochi, Russia

^{2,3} Kaluga branch of the Bauman Moscow State Technical University, Kaluga, Russia

^{1,2,3} rpd-admin@inbox.ru

Abstract. *Background.* Currently, roll sensors are widely used to measure the roll of an aircraft. The article provides a comparative overview of sensors that determine the roll in different ways. *Materials and methods.* Special attention is paid to the IR roll sensor. The operating principle is described in detail. The influence of the optical window design on the IR sensor readings is described, the influence of the heating of the housing and surrounding gases on the thermocouple readings is estimated, and the influence of weather conditions and the underlying surface on the sensor operation is shown. *Conclusion.* It is concluded that IR sensors have a number of advantages in contrast to other types of sensors, and can be used to obtain data on the orientation of the aircraft.

Keywords: roll, IR sensor, MEMS thermocouple, aircraft, angular orientation

For citation: Drach V.E., Kondratov D.A., Shmelkova A.A. IR roll sensor for determination of an angular orientation of the aircraft. *Izmereniya. Monitoring. Upravlenie. Kontrol'* = *Measurements. Monitoring. Management. Control*. 2022;(1):21–30. (In Russ.). doi:10.21685/2307-5538-2022-1-3

Введение

Крен – поворот объекта (судна, самолета, фундамента) вокруг его продольной оси. Один из трех углов (крен, тангаж и рыскание), соответствующих трем углам Эйлера, которые задают ориентацию аппарата относительно нормальной системы координат. Угол крена (угол наклона) обычно обозначается как γ [1].

Долгое время проблема ориентации летательных аппаратов решалась только с применением механических гироскопов – громоздких, тяжелых, трудоемких в изготовлении и

настройке устройств. Зачастую обеспечиваемое такими устройствами время выбега оказывается недостаточным для продолжительного полета.

Развитие микроэлектромеханической (МЭМС) технологии предоставило альтернативу в виде МЭМС-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 с помощью другого устройства.

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

Целью данной работы является определение влияния конструкции оптического окна на показания ИК датчиков, нагрева корпуса и окружающих газов на показания термопар, а также влияние погодных условий и подстилающей поверхности на работу датчика.

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 [3]. 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 [4].

При визуальном способе ориентации используется анализ изображения с камеры, закрепленной на летательном аппарате, в ходе которого определяется наклон линии горизонта [5]. Такой способ позволяет ориентировать летательный аппарат с высокой точностью, однако требует мощной вычислительной системы, способной обрабатывать 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) [6]. 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 снабжен устройством, осуществляющим измерение частоты возникающих биений указанных волн [7]. 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 [8].

При термометрическом способе используется температурный контраст между направлениями надир и зенит, который возможно определить с помощью бесконтактных температурных датчиков, таких как термопары или пироприемники [9].

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

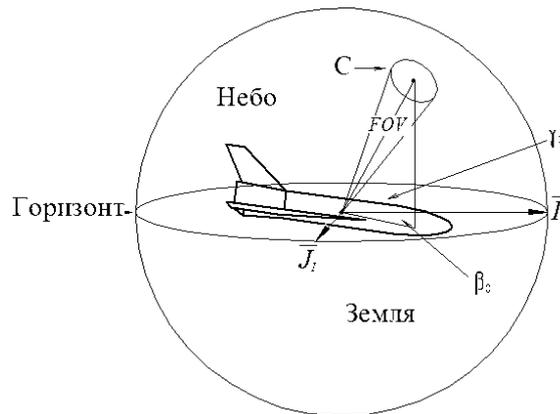


Рис. 2. Принцип работы датчика

Выходное напряжение термопары пропорционально общей ИК энергии, попадающей на датчик. Доказано, что ИК излучение в земной 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. Рисунок 3 показывает график величины ИК излучения как функции угла наклона к горизонту.

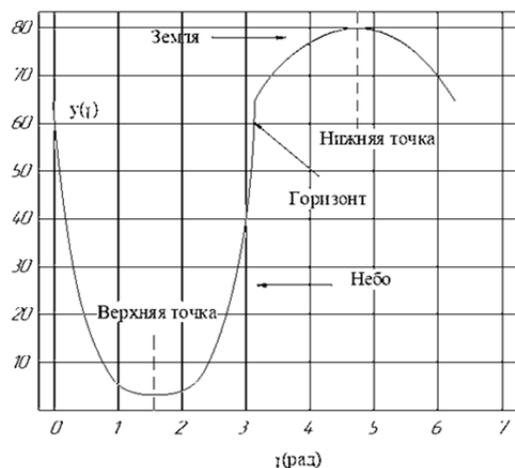


Рис. 3. Зависимость ИК-излучения (в относительных единицах) от угла наклона к горизонту

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

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

Так как C круг, то

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

6...14 мкм, а для Земли – 7,5...13,5 мкм, что примерно соответствует излучению абсолютно черного тела с температурой в диапазоне $-75...+75$ °С. Температура небосвода всегда меньше температуры Земли. В ясные солнечные дни температурное различие между зенитом небосвода и земной поверхностью может достигать 40 °С. Даже в облачные дни остается разница порядка 1...3 °С. Разница температур существует и для других погодных условий (табл. 1) [10].

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

Температуру тел, являющихся источниками ИК-излучения, можно измерить с помощью инфракрасных термометров (пирометров) – МЭМС-термопар.

МЭМС-термопара представляет собой соединенные последовательно несколько десятков-сотен термопар, сформированных методом МЭМС-технологии на кремниевой подложке площадью 0,6...1,5 мм² и смонтированных в миниатюрный герметичный корпус с входным оптическим окном – фильтром на полосу 6...14 мкм [11]. 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 [12].

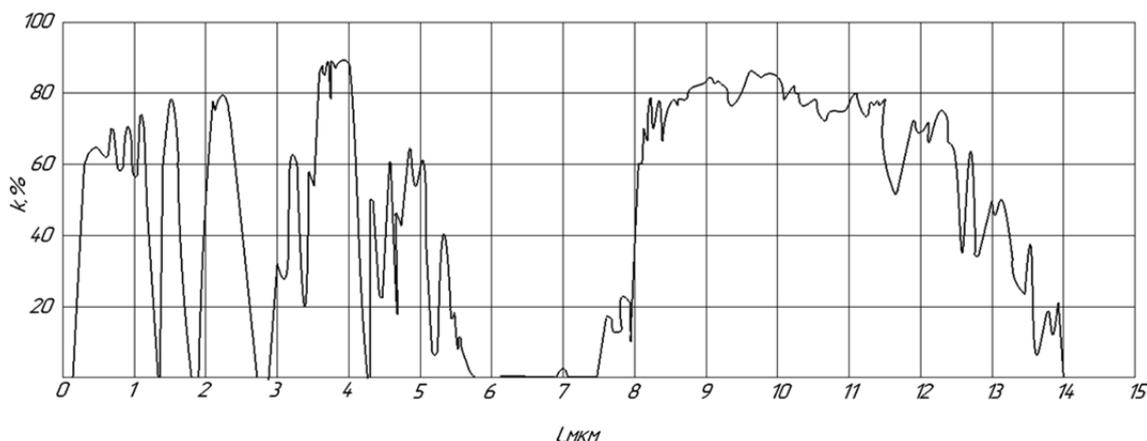


Рис. 1. Спектральное пропускание атмосферы: l – длина волны, k – пропускание

Это свойство атмосферы позволяет пирометрам 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 [13].

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 γ_0 (где $0 \leq \gamma_0 \leq 2\pi$). Конус, представляющий угол зрения термопары, пересекается с единичной сферой, образуя круг S . Кроме того, биссектриса угла зрения образует азимутальный угол β_0 относительно l .

Ориентация аппарата, как правило, определяется с помощью стандартных углов, а именно: угла рыскания ψ , угла тангажа θ и угла крена ϕ . 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° от угла крена, при равном нулю угле тангажа, приведена на рис. 4.

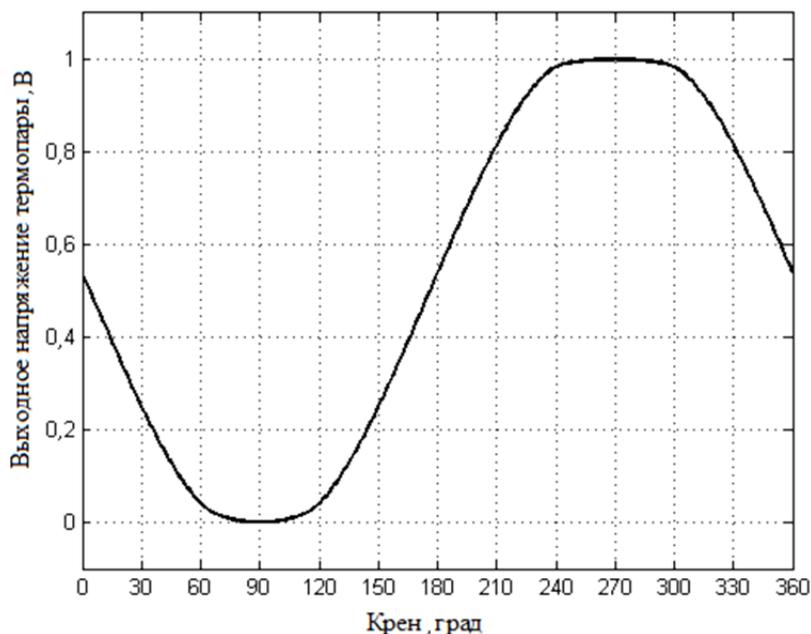


Рис. 4. Зависимость выходного напряжения термопары от угла крена

Рисунок 5 описывает влияние апертуры термопары на ее выходное напряжение. Приведены зависимости для полей зрения от 90° до 150° с шагом 15° .

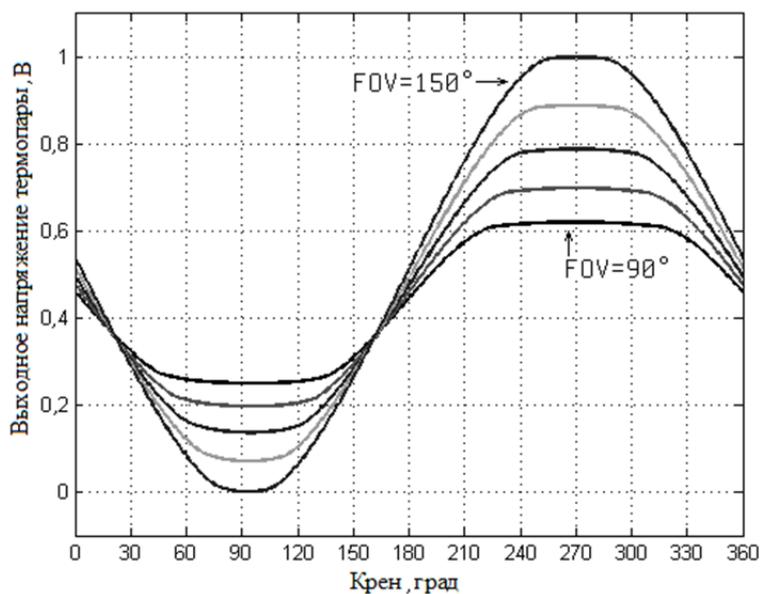


Рис. 5. Влияние апертуры термопары на выходной сигнал

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

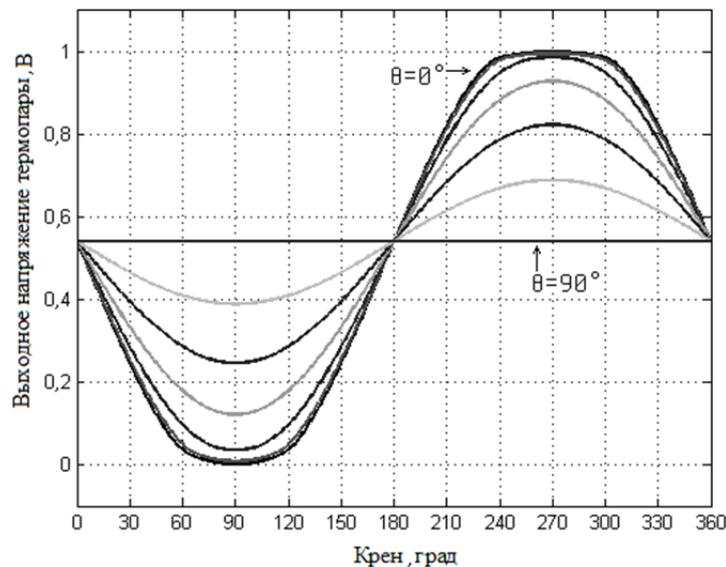


Рис. 6. Влияние угла тангажа на выход термопары

Влияние конструкции оптического окна на показания ИК датчиков

В ходе полета 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

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

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

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

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 $e = 0,9$:

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

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

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

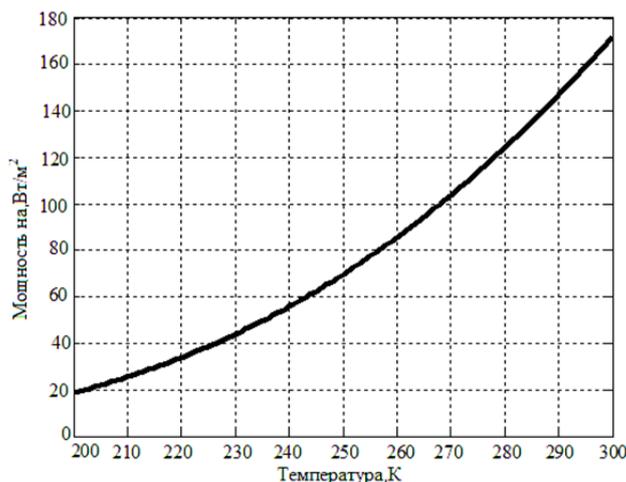


Рис. 7. Зависимость принимаемого на единицу площади излучения Земли (мощность на 1 м^2 при $h = 4 \text{ км}$)

Считаем, что температура корпуса во время полета составляет 573 К, и до такой же температуры нагрето входное окно датчика. Материал окна считаем серым телом с коэффициентом черноты 0,9:

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

Площадь входного окна считаем равной 1 см^2 . Тогда полная мощность, излучаемая нагретым стеклом, равняется 0,15 Вт. Считаем, что терморпара находится на расстоянии 10 мм от окна. Тогда мощность, приходящаяся на единицу площади в месте расположения терморпары, 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 диапазон длин волн 8...14 мкм, в то время как максимум излучения стекла смещается в более коротковолновую область.

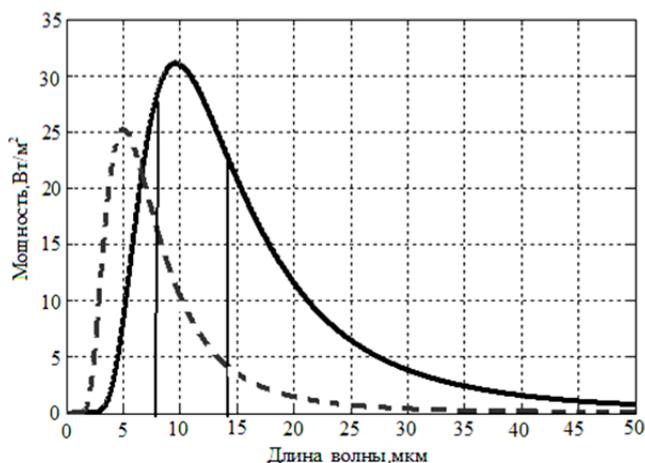


Рис. 8. Зависимость мощности излучения Земли и входного оптического окна во всем диапазоне длин волн (Земля – сплошная линия, стекло – пунктирная)

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

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

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

где $e_{\Gamma} = 1 - e^{-b_{\lambda} \rho l}$, $b_{\lambda} = 0,2$ 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 CO_2 , при учете, что $m_{\text{CO}_2} = 0,0004 m_{\text{возд}}$:

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

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

откуда $p_{\text{CO}_2} = 47,5 \text{ Па}$; $e_{\Gamma} = 0,037$; $E = 0,8 \text{ Вт / м}^2$.

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 полета незначительно изменит показания термопар. Также следует упомянуть тот факт, что для определения отклонения поперечной оси от горизонта используется разность двух термопар, поэтому в том случае, если нагрев будет равномерным, то заметного влияния на показания прибора не окажет.

Влияние погодных условий и подстилающей поверхности

При полете 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.

Список литературы

1. Трофимов А. А., Гладков А. В., Трофимова Н. С. [и др.]. Датчик угловых перемещений для газотурбинного двигателя // Измерения. Мониторинг. Управление. Контроль. 2021. № 2. С. 71–76.
2. Патент RU 0002629539 U1. Способ измерения магнитного курса подвижного объекта / Каплин А. Ю., Степанов М. Г. ; № 2016126041 ; заявл. 28.06.2016 ; опубл. 29.08.2017.
3. Трофимов А. А., Цыпин Б. В. Датчик угловых перемещений с цифровым выходом // Измерения. Мониторинг. Управление. Контроль. 2016. № 4. С. 29–34.
4. Чье Е. У., Чернышов Е. С. Магнитно-инерциальный метод определения положения и ориентации объекта // Информатика вычислительная техника и управление. 2014. № 1. С. 69–78.
5. 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.
6. Хекер П., Бестманн У., Волков С. Ю. [и др.]. Позиционирование летательного аппарата по видеоданным для контроля интегрированной навигационной системы при заходе на посадку // Гироскопия и навигация. 2019. Т. 27, № 4. С. 29–51.
7. Патент RU 2406962 C2. Способ наведения вращающейся по углу крена ракеты, система наведения и позиционный датчик для его осуществления / Захаров Л. Г., Копылов Ю. Д., Кузнецов Ю. М. [и др.] ; № 2008122084/02А ; заявл. 02.06.2008 ; опубл. 20.12.2010.
8. Патент RU 2494932С1. Способ формирования оптической посадочной траектории летательного аппарата / Фещенко С. В. ; № 2012116850/11А ; заявл. 26.04.2012 ; опубл. 10.10.2013.
9. Хадсон Р. Инфракрасные системы. М. : Мир, 1972. С. 535.
10. Egan G., Taylor B. Characterisation of infrared sensors for absolute unmanned aerial vehicle attitude determination // Technical report MECSE-2-2007. 2007. P. 1–7.
11. Трофимов А. А., Бастрыгин К. И. Система измерения, мониторинга, контроля и диагностики параметров ракетного двигателя // Измерения. Мониторинг. Управление. Контроль. 2017. № 3. С. 17–25.
12. Rogers J., Costello M. A low-cost orientation estimator for smart projectiles using magnetometers and thermopiles // Journal of The Institute of Navigation. 2012. № 59. P. 9–24.
13. Rogers J., Costello M., Hepner D. Roll orientation estimator for smart projectiles using thermopile sensors // Journal of Guidance and Dynamics. 2011. № 34. P. 688–697.

References

1. Trofimov A.A., Gladkov A.V., Trofimova N.S. [et al.]. Angular displacement sensor for gas turbine engine. *Izmereniya. Monitoring. Upravlenie. Kontrol' = Measurements. Monitoring. Management. Control.* 2021;(2):71–76. (In Russ.)
2. Patent RU 0002629539 U1. Method of measuring the magnetic course of a moving object. Kaplin A.Yu., Stepanov M.G.; No. 2016126041; appl. 28.06.2016; publ. 29.08.2017. (In Russ.)
3. Trofimov A.A., Tsy-pin B.V. Angular displacement sensor with digital output. *Izmereniya. Monitoring. Upravlenie. Kontrol' = Measurements. Monitoring. Management. Control.* 2016;(4):29–34. (In Russ.)
4. Ch'e E.U., Chernyshov E.S. Magnetic-inertial method for determining the position and orientation of an object. *Informatika vychislitel'naya tekhnika i upravlenie = Informatics computer engineering and management.* 2014;(1):69–78. (In Russ.)
5. Stepanov D.N. Methods and algorithms for determining the position and orientation of an unmanned aerial vehicle using onboard video cameras. *Programmnye produkty i sistemy = Software products and systems.* 2014;(1):150–157. (In Russ.)
6. Kheker P., Bestmann U., Volkov S. Yu. [et al.]. Positioning of an aircraft based on video data for monitoring an integrated navigation system during landing. *Giroskopiya i navigatsiya = Gyroscopy and navigation.* 2019;27(4):29–51. (In Russ.)
7. Patent RU 2406962 C2. The method of guidance of a rocket rotating in the angle of roll, a guidance system and a positional sensor for its implementation. Zakharov L.G., Kopylov Yu.D., Kuznetsov Yu.M. [et al.]; No. 2008122084/02A; appl. 02.06.2008; publ. 20.12.2010. (In Russ.)
8. Patent RU 2494932S1. A method for forming an optical landing trajectory of an aircraft. Feshchenko S.V.; No. 2012116850/11A; appl. 26.04.2012; publ. 10.10.2013. (In Russ.)
9. Khadson R. *Infrakrasnye sistemy = Infrared systems.* Moscow: Mir, 1972:535. (In Russ.)
10. Egan G., Taylor B. Characterisation of infrared sensors for absolute unmanned aerial vehicle attitude determination. *Technical report MECSE-2-2007.* 2007:1–7.
11. Trofimov A.A., Bastygin K.I. System of measurement, monitoring, control and diagnostics of rocket engine parameters. *Izmereniya. Monitoring. Upravlenie. Kontrol' = Measurements. Monitoring. Management. Control.* 2017;(3):17–25. (In Russ.)

12. Rogers J., Costello M. A low-cost orientation estimator for smart projectiles using magnetometers and thermopiles. *Journal of The Institute of Navigation*. 2012;(59):9–24.
13. Rogers J., Costello M., Hepner D. Roll orientation estimator for smart projectiles using thermopile sensors. *Journal of Guidance and Dynamics*. 2011;(34):688–697.

Информация об авторах / Information about the authors

Владимир Евгеньевич Драч

кандидат технических наук, доцент,
доцент кафедры информационных технологий,
Сочинский государственный университет
(Россия, г. Сочи, ул. Пластунская, 94)
E-mail: rpd-admin@inbox.ru

Vladimir E. Drach

Candidate of technical sciences, associate professor,
associate professor of the sub-department
of information technology,
Sochi State University
(94 Plastunskaya street, Sochi, Russia)

Даниил Алексеевич Кондратов

магистрант,
Калужский филиал
Московского государственного технического
университета имени Н. Э. Баумана
(Россия, г. Калуга, ул. Баженова, 2)
E-mail: rpd-admin@inbox.ru

Daniil A. Kondratov

Master degree student,
Kaluga branch of the Bauman Moscow
State Technical University
(2 Bazhenova street, Kaluga, Russia)

Анастасия Альбертовна Шмелькова

магистрант,
Калужский филиал
Московского государственного технического
университета имени Н. Э. Баумана
(Россия, г. Калуга, ул. Баженова, д. 2.)
E-mail: rpd-admin@inbox.ru

Anastasiya A. Shmel'kova

Master degree student,
Kaluga branch of the Bauman Moscow
State Technical University
(2 Bazhenova street, Kaluga, Russia)

**Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов /
The authors declare no conflicts of interests.**

Поступила в редакцию / Received 17.06.2021

Поступила после рецензирования / Revised 24.06.2021

Принята к публикации / Accepted 29.09.2021