

И н с т р у к ц и я (пояснения)

Чем проще набрано, тем лучше!

Верстать ничего не надо!

Колонтитулы не нужны, достаточно нумерации страниц.

Рисунки и таблицы не ставить в обтекание -- просто следом за абзацем, где ссылка на них, все подряд.

Просто надо набрать абзацами всю необходимую информацию:

РУССКАЯ ЧАСТЬ

1. УДК. DOI присваивается в Издательстве. От авторов – только УДК

2. Название

3. Авторы (пронумерованы) – инициалы, фамилия, номер автора надстрочный

4. Места работы и e/m (хотя бы один e-mail на авторский коллектив)

5. Аннотация расширенная русская, созданная по плану:

1. Постановка проблемы.

2. Цель.

3. Результаты.

4. Практическая значимость.

5. Благодарности, Гранты и т.д. (если есть)

6. Ключевые слова - на русском языке

7. Для цитирования:

Авторы – Фамилия, инициалы. Название. - Остальное не надо.

8. Текст статьи (не более 15-16 стр.)

Статья должна содержать:

1) введение;

- 2) основную часть из одной или из нескольких озаглавленных главок;
- 3) заключение.

Цель работы должна быть также и во введении - **обязательно!** Она должна повторять цель из аннотации.

Всю необходимую информацию помещаем подряд, шрифт 12-14, межстрочный интервал 1,5-2, абзацный отступ 1,25.

Главное, чтобы все было понятно, что за чем идет. «Красоту» можно не наводить.

Рисунки в журнале будут **черно-белые**, поэтому графики надо либо поместить **цифрами**, либо дать **сплошной, пуктирной** и др. линиями. Рисунки помещаем после абзаца, в котором находится первая ссылка на него. Под рисунком дать обязательно подрисуночную подпись русскую, следом – английскую.

Формулы набирать в Math-Type или в него конвертировать из конструктора. **Формулы, набранные в конструкторе, не подходят для типографии!**

Не ставить формулы в таблицу с целью выравнивания номеров! Главное - чтобы было понятно, какой номер формулы. Номера формул можно не подравнивать.

Таблицы должны набираться после абзаца, в котором впервые встречается ссылка на них. Таблицы должны быть набраны в **WORD**. **Не графикой!**

Информация об авторах

По каждому автору:

1. Полное Ф.И.О.,
 2. Научная степень, научное звание, должность.
 3. Организация, подразделение (отдел, кафедра, лаборатория и т.д.)
 4. Для учащихся: студент или аспирант, магистр и т.д.
- SPIN-код (если есть), также ORCID (если есть)

Список литературы

- Убедительная просьба проверять достоверность подаваемых сведений!

Все это дать, если имеется такая информация, а также если позволяет секретность.

Желательно дать телефоны авторов – хотя бы один (для деловых контактов). Эти телефоны не разглашаются и не публикуются.

АНГЛИЙСКАЯ ЧАСТЬ (все на англ.яз)

1. Название статьи

2. Авторы пронумерованные (инициалы, фамилия, номер автора - верхний индекс)

3. Места работы и e-mail

4. Аннотация расширенная или реферат

5. Ключевые слова

6. Для цитирования :

Авторы: фамилия, инициалы. Название.

7. Информация об авторах по-англ. (SPIN-код, а также ORCID можно не повторять)

ПРИМЕР

Научная статья
УДК 535.2

Математическое моделирование оптических изображений высокоскоростных летательных аппаратов в ИК-диапазоне

К.П. Лихоеденко¹, В.Б. Сучков², Ю.В. Каракулин³, А.Ю. Перов⁴, А.Е. Олейник⁵

¹⁻⁵ Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана (Москва, Россия)

(каждое место работы с новой строки, если их несколько, с указанием номера автора)

¹ klikhoedenko@bmstu.ru, ² vbs-2014@bmstu.ru, ³ karakulin@bmstu.ru, ⁴ perovau@bmstu.ru,

⁵ oleynikae@student.bmstu.ru

Аннотация

Постановка проблемы. В настоящее время возникла необходимость решения задачи расчета сигнала, формируемого высокоскоростным летательным аппаратом (ЛА) в матричном фотоприемном устройстве (МФПУ) инфракрасного (ИК) диапазона. Для решения задачи предложена методика математического моделирования температурных портретов объектов сложной пространственной конфигурации и определении результирующего сигнала в ячейках МФПУ.

Цель. Разработать математическую модель оптического изображения объекта сложной пространственной конфигурации в матричном фотоприемном устройстве.

Результаты. Рассмотрена методика математического моделирования теплофизических процессов при движении высокоскоростных ЛА, основанная на формировании полигональной модели объекта. Разработана математическая модель расчета сигнала, формируемого в МФПУ инфракрасного диапазона.

Практическая значимость. Предложенная методика может быть использована для получения оптических изображений как в ближнем (3...5 мкм), так и в дальнем ИК-диапазоне длин волн (7...14 мкм). Проведено моделирование работы оптико-электронных систем наведения.

Ключевые слова

ИК-диапазон, матричное фотоприемное устройство, теплофизические процессы, высокоскоростной летательный аппарат, полигональная модель

Для цитирования

Лихоеденко К.П., Сучков В.Б., Каракулин Ю.В., Перов А.Ю., Олейник А.Е. Математическое моделирование оптических изображений высокоскоростных летательных аппаратов в ИК-диапазоне // Научные технологии. 2024. Т. 25. № 1.

Введение

Оптико-электронные приборы являются важными функциональными блоками бортовых систем наведения и наземных комплексов. Современные оптико-электронные системы обеспечивают ведение воздушной разведки в дневное и ночное время суток и в любых метеоусловиях, осуществляют обнаружение и распознавание наземных, воздушных и морских объектов. Для моделирования работы проектирования современных оптико-электронных систем наведения (ОЭСН) необходима априорная информация об оптических изображениях объектов сложной пространственной конфигурации в инфракрасном (ИК) диапазоне. Применение ИК-изображений объектов получило широкое распространение в таких задачах, как навигация, космический мониторинг Земли, контроль качества и количества производимой продукции, обеспечение безопасности различных объектов, передача и хранение видеоданных, медицинские и военные приложения. Наиболее эффективно задача построения тепловых изображений объектов может быть решена методами математического моделирования.

Актуальной является задача математического моделирования сигнала от объектов сложной пространственной конфигурации, формируемого в матричном фотоприемном устройстве

(МФПУ) в ИК-диапазоне длин волн. Для расчета сигнала на начальном этапе создается температурный портрет объекта.

Ц е л ь р а б о т ы – разработать математическую модель оптического изображения объекта сложной пространственной конфигурации в матричном фотоприемном устройстве.

В статье рассматривается задача формирования ИК-изображения высокоскоростного летательного аппарата (ЛА). Во время полета в атмосфере высокоскоростные аппараты подвергаются интенсивному аэродинамическому нагреву, а это означает, что из-за сильного трения между высокоскоростным воздушным потоком и поверхностью ЛА выделяется огромное количество тепла, что приводит к повышению температуры на поверхности аппарата до сотен и даже тысяч градусов Цельсия. Для определения тепловых нагрузок на поверхность ЛА при полете с большой скоростью дополнительно необходимо учитывать дополнительный турбулентный перенос тепла и количества движения.

Задача построения ИК-изображений ЛА, формируемых в матричном фотоприемном устройстве, решалась, например, в [1–3]. В отличие от указанных работ, в данной статье для получения ИК-изображения ЛА использовано численное моделирование в ANSYS на основе полигональной модели объекта сложной пространственной конфигурации.

Моделирование температурного портрета высокоскоростного летательного аппарата

Рассмотрим подход к численному моделированию распределения температуры по поверхности высокоскоростного ЛА с учетом реактивной струи. Для модели высокоскоростного ЛА уравнение энергии имеет вид [4]

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho C_p T) + \nabla(\rho C_p T v) = \nabla(K \nabla T) + Q_v, \quad (1)$$

где t – время; ρ – объемная плотность; C_p – теплоемкость; T – температура; Δ – векторный дифференциальный оператор набла; v – вектор скорости; K – коэффициент теплопроводности; Q_v – мощность объемного источника тепла.

Для решения уравнения (1) система дополняется уравнением движения газа, при учете влияния сил внутреннего трения, и уравнением неразрывности:

$$\frac{\partial v}{\partial t} + (v \cdot \nabla)v = -\frac{1}{\rho} \text{grad} P + \frac{1}{\rho} \nabla \cdot (\mu_e \nabla v), \quad (2)$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div} \rho v = 0, \quad (3)$$

где P – давление; μ_e – эффективная вязкость (для ламинарного вещества она совпадает с динамической вязкостью μ , при турбулентном режиме определяется по расчетным выражениям модели турбулентности).

Скорость изменения плотности в уравнении (3) заменяется на скорость изменения давления:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} = \frac{\partial \rho}{\partial P} \frac{\partial P}{\partial t}. \quad (4)$$

Согласно концепциям, аналогичным представлению Рейнольдса, воздействие турбулентности на движение среды учитывается путем введения турбулентной вязкости, которая возникает внутри потока $\mu_e = \mu_t + \mu$. Аналогично определяется турбулентная теплопроводность среды, которая учитывает дополнительный перенос тепла, вызванный турбулентностью.

Геометрия задачи предполагает рассмотрение двух моделей для вычисления турбулентности (рис. 1):

1) $(k - \varepsilon)$ модель, которая используется при расчете температурных параметров корпуса (без учета нагрева реактивной струи);

2) $(k - \omega)$ модель, которая используется при расчете температурных параметров реактивной струи.

Использование $(k - \varepsilon)$ модели подразумевает вычисление эффективной вязкости μ_t как функции параметров турбулентности – кинетической энергии и скорости ее диссипации:

$$\mu_t = C_\mu \rho \frac{k^2}{\varepsilon}, \quad (5)$$

где μ_t – турбулентная вязкость среды; k – турбулентная кинетическая энергия; ε – турбулентная энергия диссипации.

Для решения уравнения (5) необходимо учесть уравнение турбулентной кинетической энергии и уравнение скорости диссипации:

$$\rho \frac{\partial k}{\partial t} + \rho k \nabla v = \nabla \cdot \left(\frac{\mu_t}{\sigma_k} \nabla k \right) + \mu_t \Phi - \rho \varepsilon + \frac{C_4 \beta \mu_t}{\sigma_T} (g \cdot \nabla T), \quad (6)$$

$$\rho \frac{\partial \varepsilon}{\partial t} + \rho \varepsilon \nabla v = \nabla \cdot \left(\frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \nabla \varepsilon \right) + C_{1\varepsilon} \mu_t \frac{\varepsilon}{k} \Phi - C_2 \rho \frac{\varepsilon^2}{k} + \frac{C_\mu (1 - C_3) \beta \rho k}{\sigma_t} (g \cdot \nabla T). \quad (7)$$

В $(k - \omega)$ модели используется уравнение для турбулентной частоты ω вместо уравнения для диссипации энергии. Выражение для турбулентной вязкости имеет вид

$$\mu_t = \frac{\rho k}{\omega}. \quad (8)$$

На рис. 1 (слева) представлен корпус высокоскоростного летательного аппарата, моделирование температурных параметров которого производится по $k - \varepsilon$ модели турбулентности по выражениям (1)–(7) в САПР Ansys; справа приведена модель температурной струи, моделирование которой производится по $k - \omega$ модели турбулентности по формулам (1)–(5), (8).

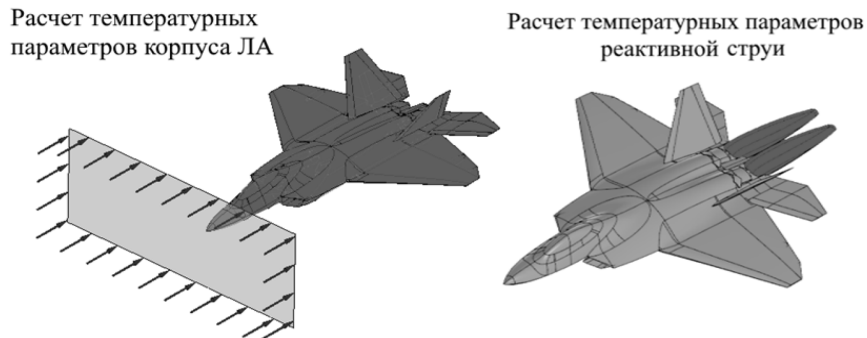


Рис. 1. Модели ЛА и реактивной струи, используемые для расчета турбулентности

Fig. 1. Aircraft and jet models used to calculate turbulence

При использовании второй модели для расчета температурных параметров реактивной струи учитываются температурные параметры, полученные при моделировании корпуса ЛА в соответствии с первой моделью турбулентности. Таким образом, происходит объединение этих двух моделей турбулентности (модель Ментера [4]).

Система дифференциальных уравнений (1)–(8), описывающая исследуемую систему, имеет бесконечное множество решений. Выделить из них конкретное решение можно с использованием краевых условий. Для этого зададим геометрические условия однозначности:

форму и размеры ЛА (геометрическая модель, разработанная в САПР);

физические условия однозначности: свойства среды и ЛА;

временные условия: начальные условия – температура в некоторый начальный момент времени t_0 .

Особенности протекания процесса на границах тела задают граничные условия однозначности [5–7]. При моделировании будем использовать граничные условия первого, второго, третьего и четвертого рода.

Для граничных условий первого рода задается температурное поле на границе $\partial\Omega$ в начальный момент времени в соответствии с выражением

$$T(x, y, z, t_0) = g(x, y, z, t_0), \quad (x, y, z, t_0) \in \Gamma, \quad (9)$$

где Γ – боковая поверхность Ω , $\Gamma = \{(x, y, z, t) | (x, y, z) \in \partial\Omega, 0 < t < t_{\max}\}$.

Для граничных условий второго рода в изотропной среде (условия Неймана) задается поле на границе теплового потока:

$$k \frac{\partial T}{\partial n} = q(x, y, z, t_0), \quad (x, y, z, t) \in \Gamma, \quad (10)$$

где $\partial/\partial n$ – внешняя по отношению к области Ω нормаль к границе $\partial\Omega$.

Для граничных условий второго рода уравнения теплопроводности в анизотропных средах можно переписать в следующем виде:

$$\frac{\partial T}{\partial v} = q(x, y, z, t_0), \quad (x, y, z, t) \in \Gamma, \quad (11)$$

которое обобщает условие (10), переопределяя $\partial/\partial v = k\partial/\partial n$ на случай анизотропных сред.

Для граничных условий третьего рода, которые моделируют конвективный теплообмен между поверхностью твердого тела с окружающей средой при расчете температурных параметров реактивной струи, уравнение записывается в виде:

$$k \frac{\partial T}{\partial n} + \alpha(T - T_c) = 0, \quad (x, y, z, t) \in \Gamma, \quad (12)$$

где α – коэффициент теплопередачи; T_c – температура окружающей среды.

Для определения граничных условий четвертого рода задаются условия на границе контакта двух сред с разными теплофизическими свойствами. Если на границе нет выделения или поглощения тепла, то считается, что обе среды имеют одинаковые температуры и тепловые потоки:

$$-\lambda_1 \frac{\partial T_1}{\partial n} \Big|_C = -\lambda_2 \frac{\partial T_2}{\partial n} \Big|_C, \quad T_1|_C = T_2|_C. \quad (13)$$

Для описания течения газа в «замкнутой» области необходимо задать краевые условия с соответствующими граничными условиями. В исследуемой задаче краевые условия состоят из границ «входов» и «выходов» потока газов, граничных поверхностей, периодических структур, границ симметрии и внутренних поверхностей (рис. 2).

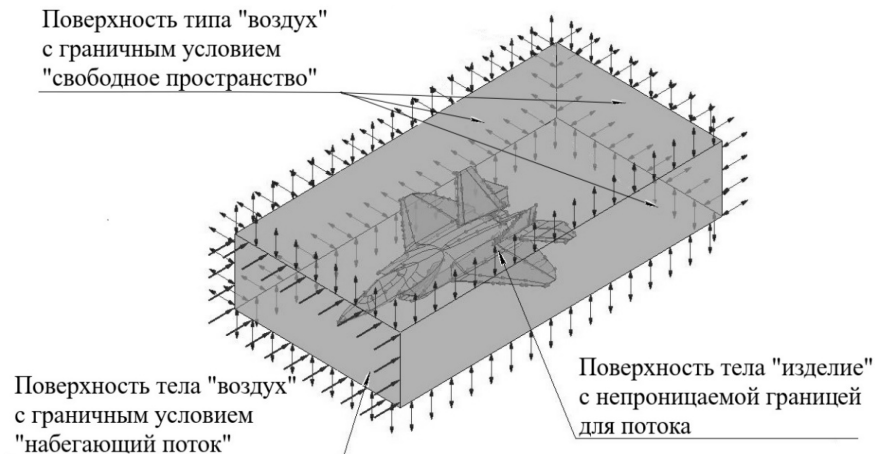


Рис. 2. Граничные и краевые условия для анализа распределения температуры на поверхности ЛА

Fig. 2. Boundary and edge conditions for analysis of temperature distribution on the aircraft surface

В качестве высокоскоростного ЛА был рассмотрен F-22 Raptor. При моделировании в качестве исходных данных [8] была принята информация, представленная в табл. 1.

Таблица 1. Тактико-технические характеристики ЛА

Параметр	Значение
Технические характеристики	
Размах крыла	13,56 м
Длина самолета	18,90 м
Высота самолета	5,09 м
Процентный состав материалов в конструкции планера	Алюминиевые сплавы 16% Титановые сплавы 39% Композиты 24%
Летные характеристики	
Максимальная скорость	2700 км/ч ($M = 2,2$)
Крейсерская скорость	850 км/ч ($M = 0,7$)
Максимальная скорость у земли	1490 км/ч ($M = 1,22$)

На рис. 3 представлены результаты моделирования теплофизических процессов в САПР Ansys для двух расчетных моделей ЛА.

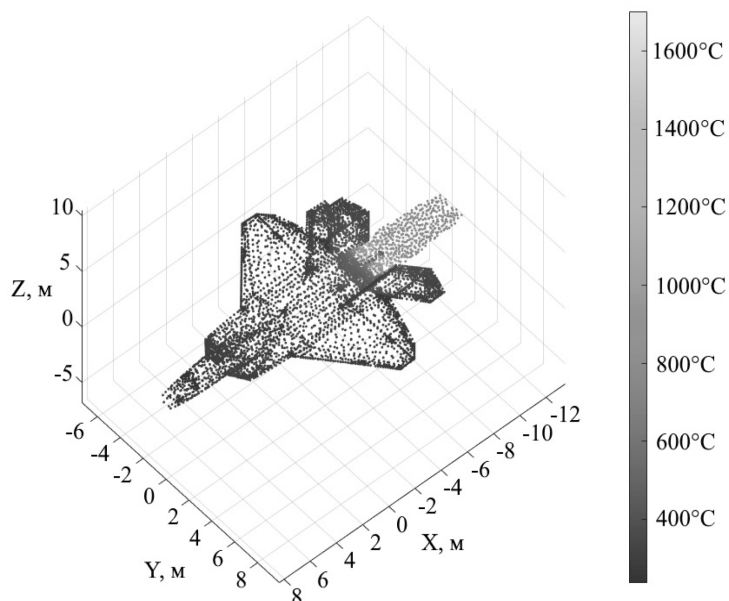


Рис. 3. Распределение температуры по поверхности ЛА с учетом реактивной струи

Fig. 3. Temperature distribution over the aircraft surface taking into account the jet jet

Методика расчета сигнала, формируемого в элементе МФПУ от одного элемента полигональной модели

В современных САПР твердотельная 3D-модель объекта конвертируется в полигональную модель [7], представляющую собой конечную совокупность однотипных плоских элементарных отражателей с определенным набором электродинамических и статистических свойств, количество и форма которых определяется разработчиком.

При вычислении входных сигналов оптико-электронных систем (ОЭС) от сложной цели должны быть учтены лишь те треугольники, которые не затеняются со стороны фотоприемника ОЭС. Для решения данной задачи разработаны универсальные алгоритмы анализа условий затенения элементов полигональной модели.

При моделировании в РТС Creo Parametric внешнюю поверхность объекта представляют в виде триангулированной сетки, т.е. в качестве базовых пространственных элементов полигональной модели используются плоские треугольные пластины, определенным образом состыкованные друг с другом. Плоский треугольный элемент, а также его основные параметры, такие как координаты вершин плоского треугольного элемента и координаты вектора нормали, задаются в системе координат объекта [9].

На рис. 4 приведена 3D-модель высокоскоростного ЛА с реактивной струей и его полигональная модель, разработанные в Creo Parametric.

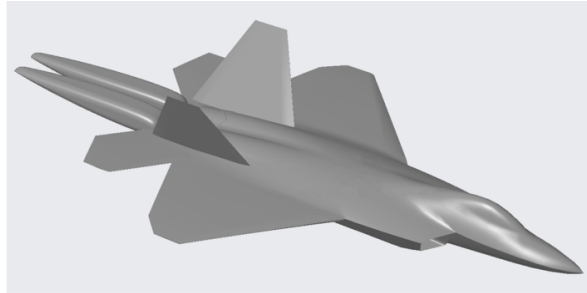


Рис. 4. Полигональная модель высокоскоростного ЛА с выхлопом в Creo Parametric

Fig. 4. Creo Parametric High Speed Exhaust Model

При моделировании были взяты параметры МФПУ, аналогичные унифицированным матричным фотоприемным модулям форматом 320×256 элементов ФУК 154М и ФУК 151М [10].

В основе расчета сигнала [11], формируемого в одном элементе матричного фотоприемника с индексами i и j , принимаемого от единичного элемента полигональной модели (треугольника с индексом k) лежит соотношение

$$U_{i,j} = \frac{1}{\pi} \omega d S_k \cos \psi L_k, \quad (14)$$

где ω – передний апертурный угол оптической системы телевизора (рис. 5); dS_k – площадь элемента поверхности (k -го треугольного полигона) наблюдаемого объекта, нормаль n к которому составляет угол ψ с направлением наблюдения; L_k – облученность от одного треугольного элемента полигональной модели.

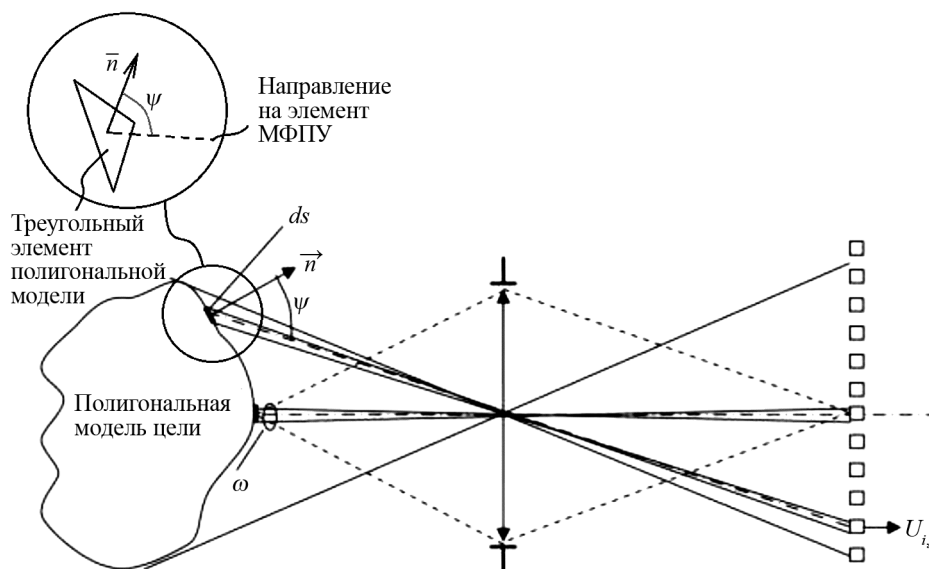


Рис. 5. Процедура вычисления сигнала U_{ij} в (i, j) -м элементе МФПУ

Fig. 5. Calculation of signal $U_{i, j}$ in (i, j) th element of matrix photodetector of device

Пусть (x_T, y_T, z_T) – координаты центра рассматриваемого треугольника; (x_n, y_n, z_n) – координаты вектора нормали к рассматриваемому треугольнику; (x_s, y_s, z_s) – координаты источника естественного излучения в системе координат МФПУ; (x_m, y_m, z_m) – координаты центра МФПУ (рис. 6).

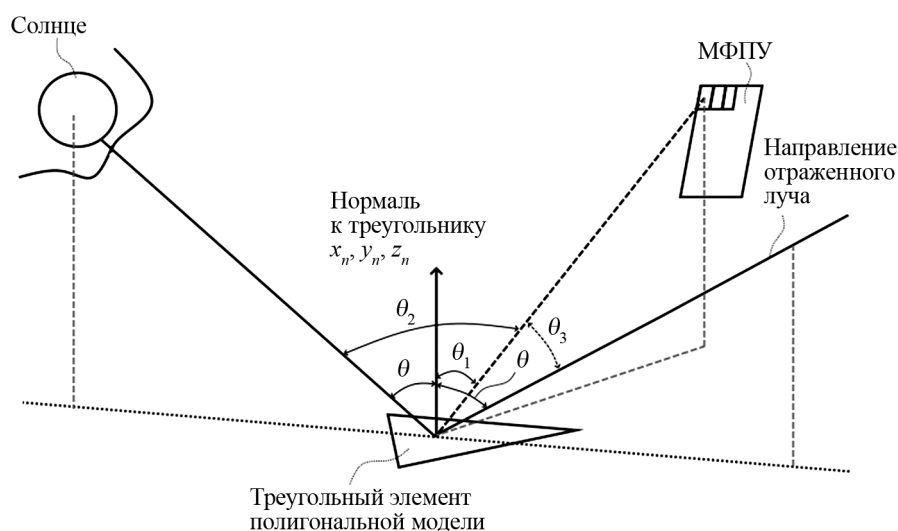


Рис. 6. Углы падения и отражения для заданного треугольника (геометрия)

Fig. 6. Angles of incidence and reflection for a given triangle

Тогда справедливы следующие соотношения:

$$\begin{aligned}
\cos(\theta) &= \frac{x_n(x_T - x_s) + y_n(y_T - y_s) + z_n(z_T - z_s)}{\sqrt{x_n^2 + y_n^2 + z_n^2} \sqrt{(x_T - x_s)^2 + (y_T - y_s)^2 + (z_T - z_s)^2}}, \\
\cos(\theta_1) &= \frac{x_n(x_T - x_m) + y_n(y_T - y_m) + z_n(z_T - z_m)}{\sqrt{x_n^2 + y_n^2 + z_n^2} \sqrt{(x_T - x_m)^2 + (y_T - y_m)^2 + (z_T - z_m)^2}}, \\
\cos(\theta_2) &= \frac{(x_T - x_s)(x_T - x_m) + (y_T - y_s)(y_T - y_m) + (z_T - z_s)(z_T - z_m)}{\sqrt{(x_T - x_s)^2 + (y_T - y_s)^2 + (z_T - z_s)^2} \sqrt{(x_T - x_m)^2 + (y_T - y_m)^2 + (z_T - z_m)^2}}. \quad (15)
\end{aligned}$$

Координаты вектора, характеризующего направление отраженного луча, будут такими:

$$\begin{aligned}
x_{\text{отр}} &= (x_T - x_s) - 2((x_T - x_s)x_n + (y_T - y_s)y_n + (z_T - z_s)z_n)x_T; \\
y_{\text{отр}} &= (y_T - y_s) - 2((x_T - x_s)x_n + (y_T - y_s)y_n + (z_T - z_s)z_n)y_T; \\
z_{\text{отр}} &= (z_T - z_s) - 2((x_T - x_s)x_n + (y_T - y_s)y_n + (z_T - z_s)z_n)z_T;
\end{aligned} \quad (16)$$

Угол θ_3 , характеризующий положение рассматриваемого треугольника, источника естественного излучения и МФПУ в пространстве, определяется следующим образом:

$$\cos(\theta_3) = \frac{(x_m - x_T)x_{\text{отр}} + (y_m - y_T)y_{\text{отр}} + (z_m - z_T)z_{\text{отр}}}{\sqrt{(x_m - x_T)^2 + (y_m - y_T)^2 + (z_m - z_T)^2} \sqrt{x_{\text{отр}}^2 + y_{\text{отр}}^2 + z_{\text{отр}}^2}}. \quad (17)$$

При отклонении положения МФПУ от зеркально отраженного элементом луча не более, чем на 5° , считается, что элемент зеркально отражает лучи источника естественного излучения и производится считывание соответствующих параметров для расчета облученности ($-5^\circ < \theta_3 < 5^\circ$). Облученность при таком характере падения лучей источника естественного излучения описывается выражением

$$L_0 = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{2\pi c}{\lambda^4 \left[\exp\left(\frac{ch}{\lambda k_b(T_0)}\right) - 1 \right]} \varepsilon_{\lambda N}(T_0) \rho(\theta_3) d\lambda, \quad (18)$$

где c – скорость света; k_b – постоянная Больцмана; h – постоянная Планка; T_0 – температура идеального черного тела для определения освещенности, создаваемой на поверхности земли; λ_1 и λ_2 – пределы интегрирования по длинам волн ($\lambda_1 = 7$ мкм, $\lambda_2 = 14$ мкм для дальнего ИК-диапазона) [12].

Расчет нормированной индикатрисы излучения, производится с помощью функции $\rho(\theta_3)$, которая представляет собой зависимость яркости отражаемого солнечного излучения от угла наблюдения (рис. 7) и аппроксимируется зависимостью, представленной в [12]:

$$\rho(\theta_3) = 1 - k_{B1} \left[1 - \frac{k_{R1}^2 \cos \theta_3}{1 - (1 - k_{R1}^2) \cos^2 \theta_3} \right] - k_{B2} \left[1 - \frac{k_{R2}^2 \cos \theta_3}{1 - (1 - k_{R2}^2) \cos^2 \theta_3} \right], \quad (19)$$

где k_{B1} , k_{B2} , k_{R1} , k_{R2} – параметры, определяющие зеркальные и диффузные характеристики рассматриваемой отражающей поверхности.

Если зеркального отражения не происходит, то облученность в этом случае описывается выражением

$$L_0 = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{2\pi c}{\lambda^4 \left[\exp\left(\frac{ch}{\lambda k_b(T)}\right) - 1 \right]} d\lambda, \quad (20)$$

где T – температура треугольника полигональной модели (см. рис. 4), которая определяется из температурного портрета объекта.

Для экономии вычислительных ресурсов и упрощения алгоритма вычисления сигнала координаты всех треугольных элементов полигональной модели цели первоначально пересчитываются в координаты на плоскости, находящиеся на фокусном расстоянии от объектива. При этом размер площадки, на которую производится «проецирование», равен размеру матрицы МФПУ (рис. 7) [13].

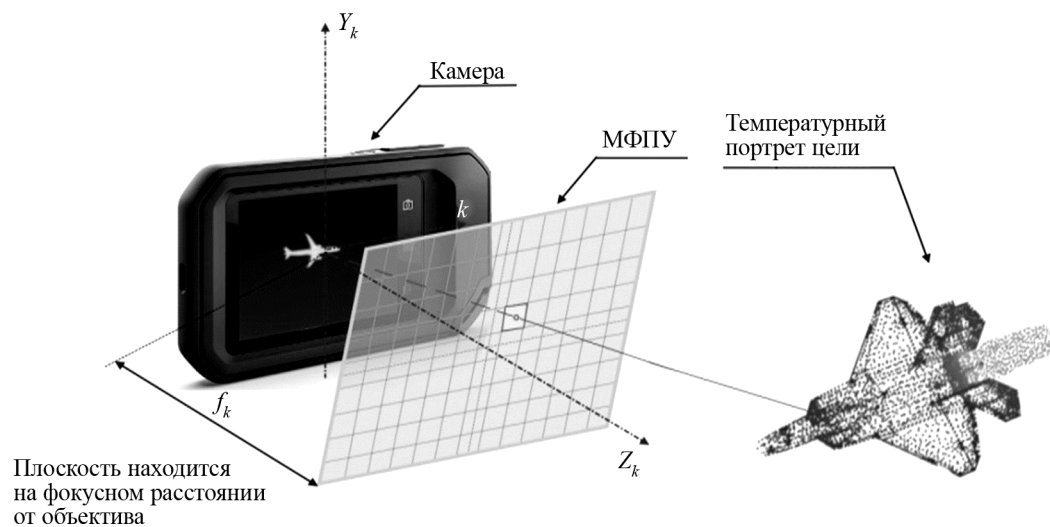


Рис. 7. Проецирование элементов полигональной цели на плоскость, находящуюся на расстоянии фокусного расстояния от объектива

Fig. 7. Projecting polygon target elements onto a plane at a focal distance from the lens

Преобразование соответствующих координат при проецировании производится следующим образом [13]:

$$\begin{cases} x_k^{\text{img}} \frac{z_k^p}{f_k} = x_k^p, \\ y_k^{\text{img}} \frac{z_k^p}{f_k} = y_k^p, \\ f_k \frac{z_k^p}{f_k} = z_k^p. \end{cases} \quad (21)$$

где x_k^{img} , y_k^{img} , f_k – координаты изображения $P_{k\text{img}}$ объекта P на плоскости img (плоскость, находящаяся на фокусном расстоянии от объектива); x_k^p , y_k^p , z_k^p – реальные координаты объекта P в системе координат камеры.

Положение источника естественного излучения относительно МФПУ задается при помощи следующих параметров: расстояние до источника естественного излучения R_{sun} , а также задаются угол азимута α_{sun} и угол места β_{sun} . Номер ячейки (пикселя) МФПУ, в которую попадет рассматриваемый треугольник, вычисляется в виде [13]

$$\text{num}_y = \text{round}\left(\frac{y_k^{\text{img}}}{a} + \frac{N}{2}\right), \quad \text{num}_z = \text{round}\left(\frac{z_k^{\text{img}}}{b} + \frac{M}{2}\right), \quad (22)$$

где N – число ячеек МФПУ по вертикали (ось Y); M – число ячеек МФПУ по горизонтали (ось Z); a – размер одной ячейки МФПУ по вертикали (ось Y); b – размер одной ячейки МФПУ по горизонтали (ось Z); функция «round» – алгебраическое округление до целого числа, num_y и num_z – номер строки и столбца пикселя в МФПУ.

Моделирование проводилось при следующих параметрах системы: $\rho(\theta_3) = 1$; $\varepsilon_{\lambda N}(T_0) = 1$, диапазон длин волн фотоприемника – 7...14 мкм. В результате моделирования было получено изображение, представленное на рис. 8.

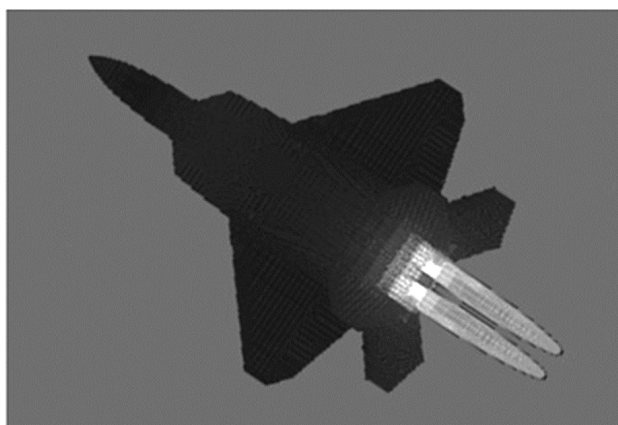


Рис. 8. Оптическое изображение ЛА в ИК-диапазоне для длин волн 7...14 мкм

Fig. 8. Infrared optical image of the aircraft for wavelengths of 7... 14 μm

Заключение

Разработанная математическая модель сигнала, формируемого в матричном фотоприемном устройстве, позволяет произвести расчет цифрового изображения, которое формируется в реальной оптической системе ИК-диапазона. Предложенная методика может быть использована для получения оптических изображений как в ближнем (3...5 мкм), так и в дальнем ИК-диапазоне длин волн (7...14 мкм).

В разработанной модели учитывается геометрия нагретого объекта как при вычислении его температурного портрета, так и при учете затенений при расчете сигнала. Сформированное в результате моделирования оптическое изображение ЛА представлено для случая, когда нормированная индикатриса излучения не зависит от угла наблюдения и равна единице. Однако данная модель также пригодна и для ситуации, когда имеется зеркальная составляющая от источника естественного излучения и нормированная индикатриса зависит от угла наблюдения. В этом случае для расчета сигнала дополнительно требуется информация об отражающих свойствах и характеристиках материалов поверхности исследуемого объекта.

Список источников

1. Sun W., Wang S.B. Study on Infrared Images Simulation of Fighter Aircraft. 2019 19th International Conference on Control, Automation and Systems (ICCAS). Jeju. Korea (South). 2019. P. 1703–1708.
2. Hots N., Parakuda V., Pazur A., Szelmanowski A. Simulation of the Temperature Measurement by Infrared Radiation of the Aircrafts' Gas Turbine Engine. 2022 IEEE 16th International Conference on Advanced Trends in Radioelectronics, Telecommunications and Computer Engineering (TCSET). Lviv-Slavske. Ukraine. 2022. P. 819–822.
3. Ye X., Zhang Y., Chen X.-T., Zhang F., Zhang J.-J. An Infrared Radiation Simulation Method for Aircraft Target and Typical Ground Objects Based on RadThermIR and OpenGL. 2016 International Conference on Information System and Artificial Intelligence (ISAI). Hong Kong. China. 2016. P. 236–240.
4. Молчанов А.М. Математическое моделирование задач газодинамики и тепломассообмена. М.: Изд-во МАИ. 2013. 206 с.
5. Самарский А.А., Вабищевич П.Н. Вычислительная теплопередача. М.: Едиториал УРСС. 2003. 784 с.
6. Лыков А.В. Теория теплопроводности. М.: Высшая школа. 1967. 600 с.
7. Исаев С.И. и др. Теория тепломассообмена: Учебник для вузов. М.: Высшая школа. 1979. 495 с.
8. Белов И.А., Исаев С.А. Моделирование турбулентных течений: учеб. пособие. СПб.: Балтийский гос. техн. ун-т. 2001. 108 с.
9. Fulghum D.A., Fabey M.J. F-22 Combat Ready. Aviation Week. 8 January 2007.
10. Borzov A.B. et al. Mathematical modeling and simulation of the input signals of short-range radar systems. Journal of Communications Technology and Electronics. 2014. T. 59. P. 1356–1368.

11. Гиндин П. Матричные и субматричные фотоприемные модули // Оптоэлектронные приборы. 2013. №9/42. С. 62–73.
12. Михеев С.В. Основы инфракрасной техники. СПб.: Университет ИТМО. 2017. 127 с.
13. Лабунец Л.В. Цифровое моделирование оптических отражательных характеристик целей в режиме реального времени. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана. 2013. 211 с.
14. Зубарь А.В. Оптико-электронная система определения параметров целей. Теоретические основы построения: Монография. Омск: ОАБИИ. 2018. 188 с.

Информация об авторах

Константин Павлович Лихоеденко – д.т.н., профессор, кафедра «Автономные информационные и управляющие системы»

SPIN-код: не представлен (**нужен SPIN-код (если есть), также Orsid (если есть) и т.д. каждому**

Виктор Борисович Сучков – д.т.н., профессор, кафедра «Автономные информационные и управляющие системы»

SPIN-код: не представлен

Юрий Валерьевич Каракулин – к.т.н., доцент, кафедра «Автономные информационные и управляющие системы»

SPIN-код: не представлен

Алексей Юрьевич Перов – ст. преподаватель, кафедра «Автономные информационные и управляющие системы»

SPIN-код: не представлен

Анна Евгеньевна Олейник – инженер, кафедра «Автономные информационные и управляющие системы»

SPIN-код: не представлен

Mathematical modeling of optical images of high-speed aircraft in the IR range

K.P. Likhoedenko¹, V.B. Suchkov², Yu.V. Karakulin³, A.Yu. Perov⁴, A.E. Oleynik⁵

¹⁻⁵ Bauman Moscow State Technical University (Moscow, Russia)

¹ klikhoedenko@bmstu.ru, ² vbs-2014@bmstu.ru, ³ karakulin@bmstu.ru, ⁴ perovau@bmstu.ru,

⁵ oleynikae@student.bmstu.ru

Abstract

The article considers a method for calculating the signal generated by a heated aircraft (heating occurs when the aircraft moves in the air at high speeds) in an infrared matrix photodetector. A method for mathematical modeling of the temperature portrait of an aircraft was developed, taking into account two models of environmental turbulence. To simulate the temperature distribution over the surface of a high-speed aircraft (without taking into account the jet stream), the k- ϵ -model was used; when calculating the temperature parameters of the jet stream, the k- ω -model was used.

The method of mathematical modeling of thermophysical processes during the movement of high-speed aircraft is based on the formation of a polygonal model of the object. When solving a system of differential equations that describes the distribution of temperatures over the surface, geometric conditions for uniqueness are specified: the shape and dimensions of the aircraft (for this purpose, a geometric model of the aircraft was created in CAD), physical conditions for uniqueness (properties of the environment and the aircraft) and initial conditions at time t_0 . Boundary conditions of the first, second, third and fourth kind were used in the modeling.

To calculate the additive resulting signal in the cells of the matrix photodetector device from the object as a whole, a technique for calculating the signal generated in the photodetector element from one element of the polygonal model was developed. The technique is based on calculating the irradiance of the matrix element, which in turn depends not only on the temperature of the radiation source, but also on the normalized indicatrix of the source radiation and the dependence of the emissivity of the source in the direction of the normal.

As a result of the simulation, an optical image of a high-speed aircraft in the far infrared wavelength range was obtained. When calculating the signal, shading was taken into account, and the image itself is presented for the case when the normalized radiation indicatrix does not depend on the viewing angle and is equal to unity. The developed model is also suitable for a situation where there is a specular component from a source of natural radiation and the normalized indicatrix depends on the viewing angle.

Keywords

IR range, matrix photodetector, thermophysical processes, supersonic aircraft, polygonal model

For citation

Likhoedenko K.P., Suchkov V.B., Karakulin Yu.V., Perov A.Yu., Oleynik A.E. Mathematical modeling of optical images of high-speed aircraft in the IR range. Science Intensive Technologies. 2024. V. 25. № 1.

Information about the authors

Konstantin P. Likhoedenko – Dr. Sc.(Eng.), Professor, Department “Autonomous information and control systems”

Victor B. Suchkov – Dr. Sc.(Eng.), Professor, Department “Autonomous information and control systems”

Yuri V. Karakulin – Ph.D. (Eng.), Associate Professor, Department “Autonomous information and operating systems”

Aleksei Yu. Perov – Senior Lecturer, Department “Autonomous information and control systems”

Anna E. Oleynik – Engineer, Department “Autonomous information and operating systems”

Список источников на английском языке не надо давать – мы делаем сами транслитерацию.