



УДК 535.231.15

К. Н. Стешенко, Д. Д. Никеев, А. Ю. Коломыцев, Е. В. Гаврилов

## Математическое моделирование зависимости мощности излучения летательных аппаратов от угла наблюдения

Разработанная программная модельная среда позволяет оценить мощностные характеристики излучения летательных аппаратов при различных углах наблюдения. Метод реализации данной среды позволяет получать результаты с точностью, достаточной для определения особенностей индикатрис исследуемых летательных аппаратов. Высокий уровень универсальности модельной среды дает возможность проводить расчеты для любых летательных аппаратов при различных режимах полета в нескольких спектральных диапазонах.

**Ключевые слова:** моделирование излучения, излучение летательного аппарата, расчетное исследование, индикатриса излучения.

### Введение

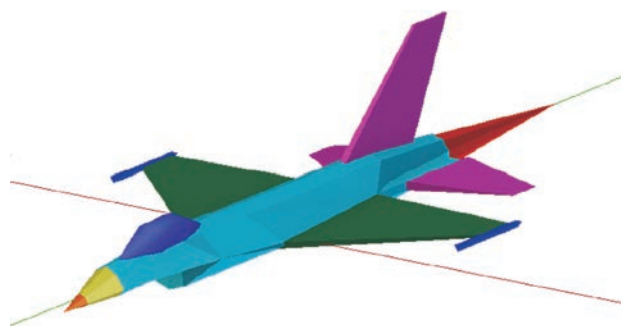
При моделировании движения летательного аппарата (ЛА) его пространственная ориентация определяет мощность излучения ЛА. Не менее важной является возможность определения наиболее выгодного положения оптико-электронной системы относительно ЛА для его обнаружения. Существующие способы построения распределения мощности основаны либо на неких аппроксимациях [1], либо на использовании только тепловой энергетической светимости ЛА [2]. При наличии описания способов и методик полного расчета пространственного распределения энергии [3] отсутствует их программная реализация. При проведении расчетов для реальных двигательных установок используют метод Монте-Карло, подразумевающий случайное направление исходящих лучей, и не учитывают наличие факела [4]. Иные существующие распределения мощности излучения в пространстве для некоторых летательных аппаратов не охватывают всего диапазона углов и спектральных диапазонов или сделаны с большим шагом. Все это подтверждает наличие потребности в универсальном инструменте для данных вычислений.

### Методика расчетов

Расчеты основаны на принципе сбора спектральной мощности излучения ЛА в одну принимающую ячейку фиксированного размера при необходимом угле визирования. Для выполнения расчетов применялись спектральные ха-

рактеристики ЛА в единицах волновых чисел, так как в большинстве используемых баз данных спектральные характеристики представлены именно в этих единицах измерения [5]. Такая среда моделирования позволяет выбирать спектральный диапазон, расстояние до летательного аппарата, размеры и аппаратную функцию принимающей ячейки, а также диапазон и шаг формирования индикатрисы.

Модель летательного аппарата, используемая в расчетах, загружается в среду в виде 3D-модели. Модель вручную разбивается на несколько элементарных объемов в зависимости от свойств и материалов исходного летательного аппарата (рис. 1). Все элементарные объемы, в свою очередь, разбиваются на простейшие поверхности, каждая из которых имеет свои свойства, зависящие от местонахождения данного примитива на ЛА. После этого определяются видимые поверхности, проводится расчет спектральной плотности потока мощности излучения, после интегрирования дающий



**Рис. 1.** Условное разбиение самолета F-16, следующего на крейсерской скорости на высоте 10 км, на подобъемы: ■ – конец носовой части; ■ – носовая часть; ■ – фонарь кабины; ■ – фюзеляж; ■ – крылья; ■ – законцовки крыльев; ■ – хвостовое оперение; ■ – факел двигателя

© Стешенко К. Н., Никеев Д. Д., Коломыцев А. Ю., Гаврилов Е. В., 2018



вклад этой единицы площади в суммарную мощность. Излучательные поверхности ЛА можно подразделить на несколько категорий: непрозрачные части корпуса, прозрачные части корпуса, факелы двигателей. Материалы и свойства отдельных подобъектов задаются до начала расчетов. Ниже рассмотрены особенности генерации и учета каждой из категорий.

На рис. 1 конец носовой части и законцовки крыльев выделены по причине значительного отличия свойств данных частей ЛА от соседних в результате аэродинамического нагрева. Фонарь кабины – прозрачная часть корпуса, остальные части непрозрачны.

Части корпуса летательного аппарата имеют отличную от окружающей среды температуру вследствие аэродинамического нагрева [6]. Для определения спектральных характеристик излучения нагретых частей летательных аппаратов использовалось приближение излучения абсолютно черного тела с коэффициентом серости  $\alpha_g$ , зависящим от типа выбранной поверхности. Расчет мощности излучения выполнялся по формуле Планка для волновых чисел

$$L_{bb} = \frac{2hc^2\omega^3}{e^{\frac{hc\omega}{kT}} - 1}, \text{ Вт}/(\text{см}^2 \cdot \text{ср} \cdot \text{см}^{-1}), \quad (1)$$

где  $\omega$  – волновое число,  $\text{см}^{-1}$ .

В случае непрозрачных материалов корпуса ЛА используется коэффициент серости  $\alpha_g$ , на который умножается спектральная плотность потока мощности излучения, полученная по формуле (1).

Так как плоскости летательного аппарата находятся под разными углами к направлению визирования, необходимо учитывать связанное с этим изменение мощности. Для материалов, имеющих индикатрису свечения  $X(\alpha)$ , учитывается приведенный в ней коэффициент, в случае ее отсутствия для некоторых материалов излучение считается изотропным. В первом случае излучение от площадки, рассчитанное в Вт/ср в направлении нормали к площадке, умножается на данный коэффициент:

$$L(\alpha) = SX(\alpha)L_{bb}a_g. \quad (2.1)$$

Во втором случае вводится понятие эффективной площади, равной произведению

площади площадки на косинус угла между нормалью и углом визирования, на которую умножается базовое излучение:

$$L(\alpha) = S \cos \alpha L_{bb} a_g. \quad (2.2)$$

Прозрачные детали корпуса летательного аппарата, кроме собственного теплового излучения с коэффициентом серости, характеризуются также аддитивным излучением, прошедшим через них с заданным коэффициентом пропускания.

Излучение факелов двигателей летательных аппаратов смоделировано с использованием газодинамического метода расчета, описанного в [7]. После получения необходимых температур, давлений и концентраций компонент выхлопа рассчитывается спектральная мощность свечения газообразных компонент факела по закону Бугера – Ламберта – Бера:

$$I = L_{bb} e^{-k(\omega)l}, \quad (3)$$

где  $l$  – толщина газового слоя.

Необходимые коэффициенты поглощения  $k(\omega)$  рассчитываются на основе базы данных *HITRAN* [5]. Так как для газовых компонент излучение (поглощение) зависит от толщины излучающего (поглощающего) слоя, модельная среда проводит расчет глубины излучающего (поглощающего) слоя для каждой элементарной площадки, наблюдаемой при данном угле визирования. В случае многослойной структуры факела двигателя проводится расчет излучения каждого слоя  $i$  с его поглощением следующими слоями  $j$  и суммированием итогового излучения:

$$I_{sum} = \sum_{i=1}^N I_i \prod_{j=i+1}^N e^{-k_j(\omega)l_j}. \quad (4)$$

Данный метод расчета многослойных излучающе-поглощающих структур описан в статье [8].

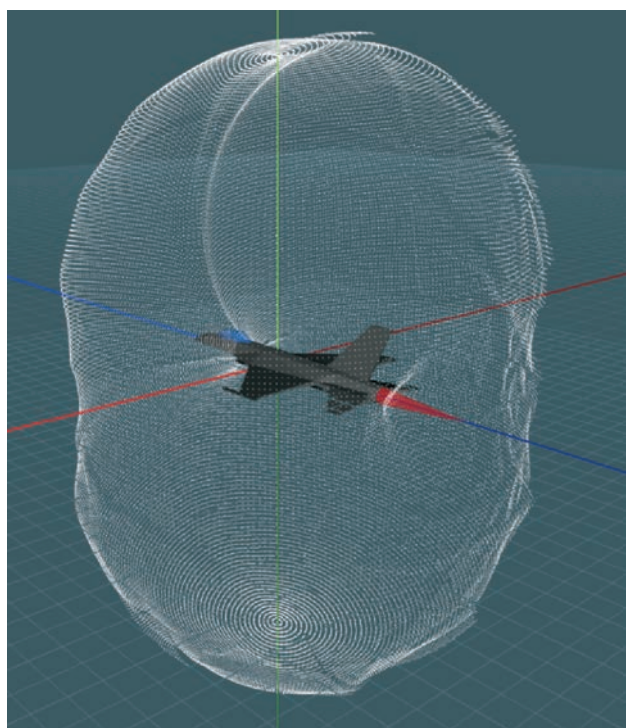
### Результаты

Для демонстрации результатов моделирования предусмотрена возможность 3D-визуализации полученной индикатрисы различными методами. 3D-визуализация результатов моделирования для самолета *General Dynamics F-16* в диапазоне длин волн 3...5 мкм представлена на рис. 2.

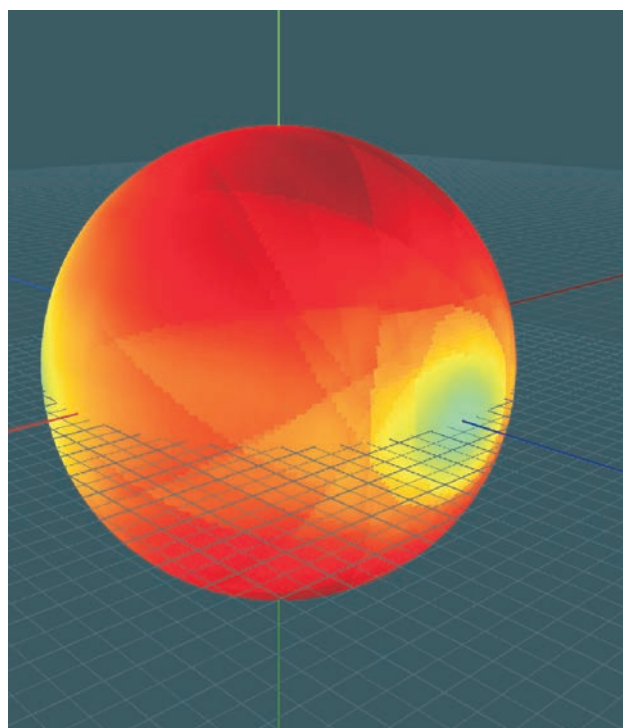


Параметры летательного аппарата соответствуют движению со скоростью 900 км/ч на высоте 10 км в стандартной атмосфере. Шаг построения составляет  $1^\circ$ . Первый метод визуализации (рис. 2, а) основан на создании мас-

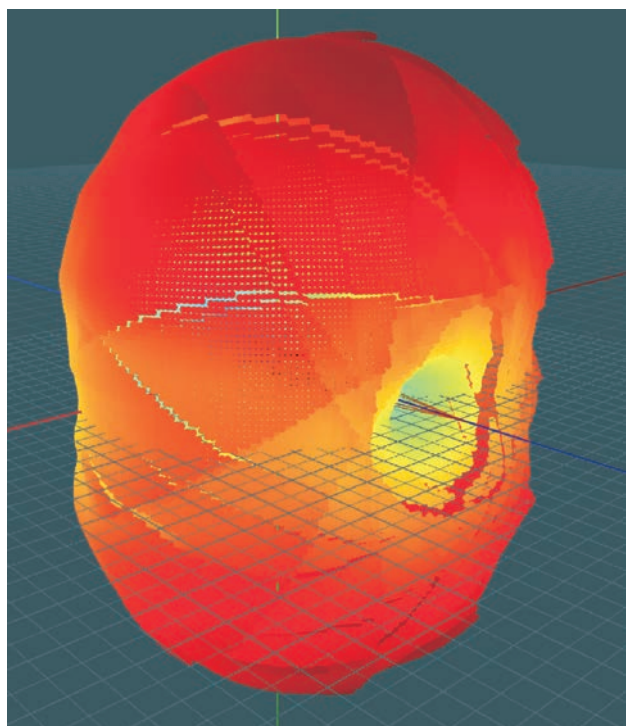
сива точек, каждая из которых соответствует определенному углу визирования и отдалена от центра ЛА на расстояние, пропорциональное мощности излучения, принимаемого под данным углом. Во втором методе (рис. 2, б)



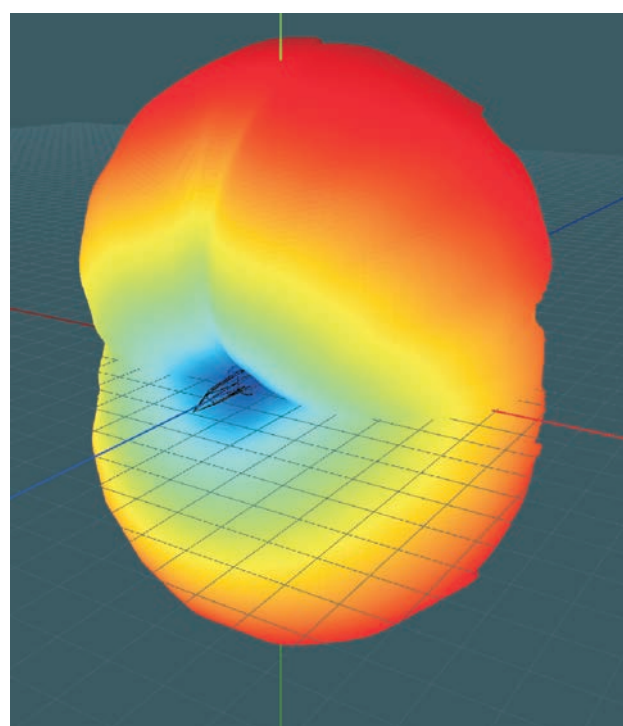
а



б



в



г

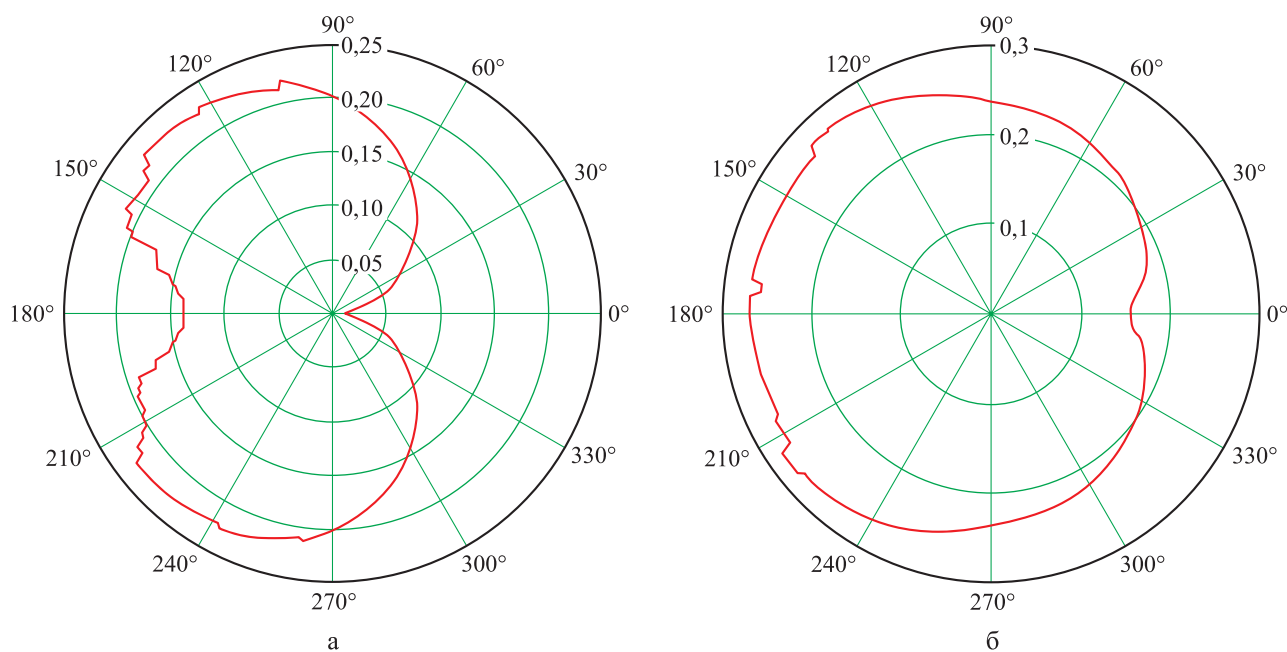
**Рис. 2.** Визуализация результатов работы программной среды на примере самолета *F-16*: а, б, в – угол визирования одинаковый; г – угол визирования изменен, ЛА представлен в контурном виде



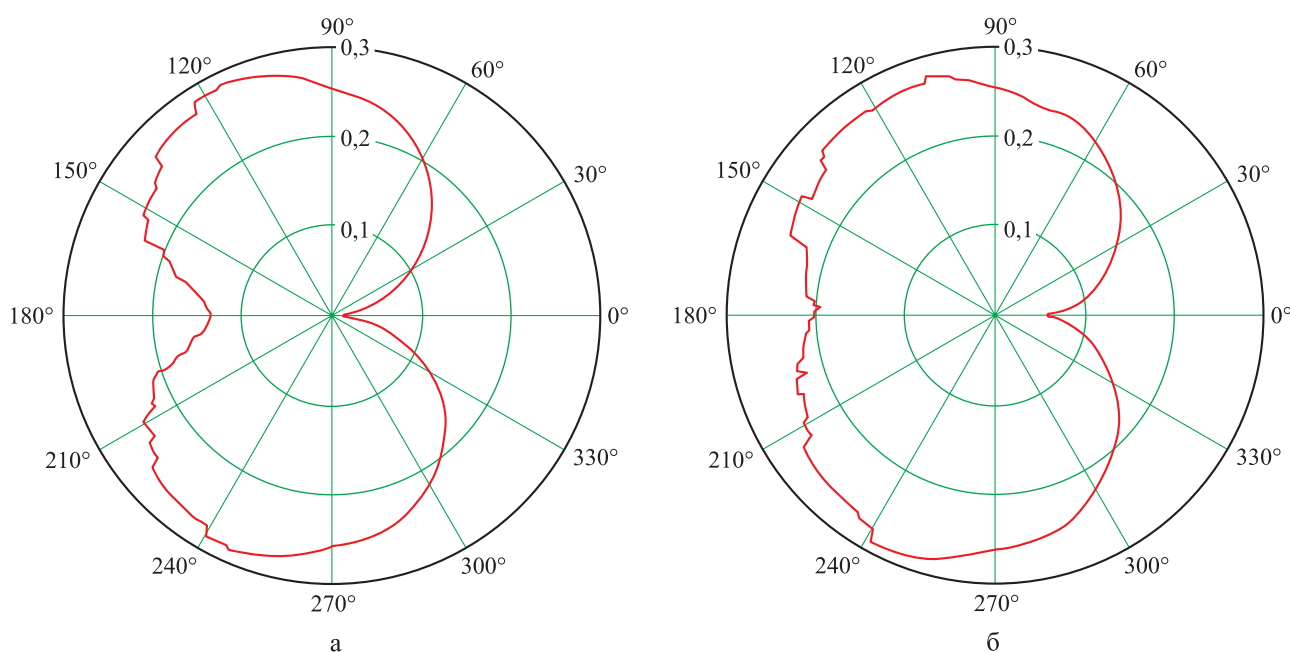


зависимость мощности от угла визирования определяется цветом поверхности сферы, построенной вокруг ЛА. Дополнительно представлен суммарный метод визуализации (рис. 2, в), в котором как положение, так и цвет точки определяют принимаемое значение. Для лучшего обзора участков индикатрисы с небольшой мощностью существует возможность выводить только контуры модели ЛА

(рис. 2, г), не закрывающие положение и цвет точек. Во всех методах визуализации предусмотрено вращение фигуры, изменение ее положения, цветовой гаммы, размеров точек и их среднего расстояния до центра. Разрывы между соседними точками в некоторых местах индикатрисы, особенно заметные на рис. 2, в, связаны с низкой полигональностью модели исследуемого летательного аппарата. При увели-



**Рис. 3.** Зависимость мощности излучения самолета *F-16* от азимута при угле места расположения приемника 90° (а) и 45° (б) начиная от носа ЛА в сторону левой полусферы



**Рис. 4.** Зависимость мощности излучения самолета *F-16* от угла места при азимуте расположения приемника 0° (а) и 30° (б) начиная от носа ЛА в сторону верхней полусферы

чении детализации модели переход между различными точками индикатрисы сглаживается.

Результаты моделирования оформляются в виде массива данных, в котором представлены азимут, угол места и значение мощности в Вт. Результат моделирования излучения самолета F-16 для фиксированного азимута (рис. 3) или угла места (рис. 4) может быть построен в любой программной среде на основе получаемого файла. Несимметричность излучения в хвостовой

части связана, как и в случае с 3D-визуализацией, с формой и полигональностью сопла двигателя самолета.

Анализ 3D-визуализации результатов моделирования зависимости мощности от угла визирования ракеты AIM-7 Sparrow на скорости 3200 км/ч на высоте 10 км при фиксированном азимуте (рис. 5) и угле места (рис. 6) также показал несимметричность некоторых частей индикатрисы. Однако в данном слу-

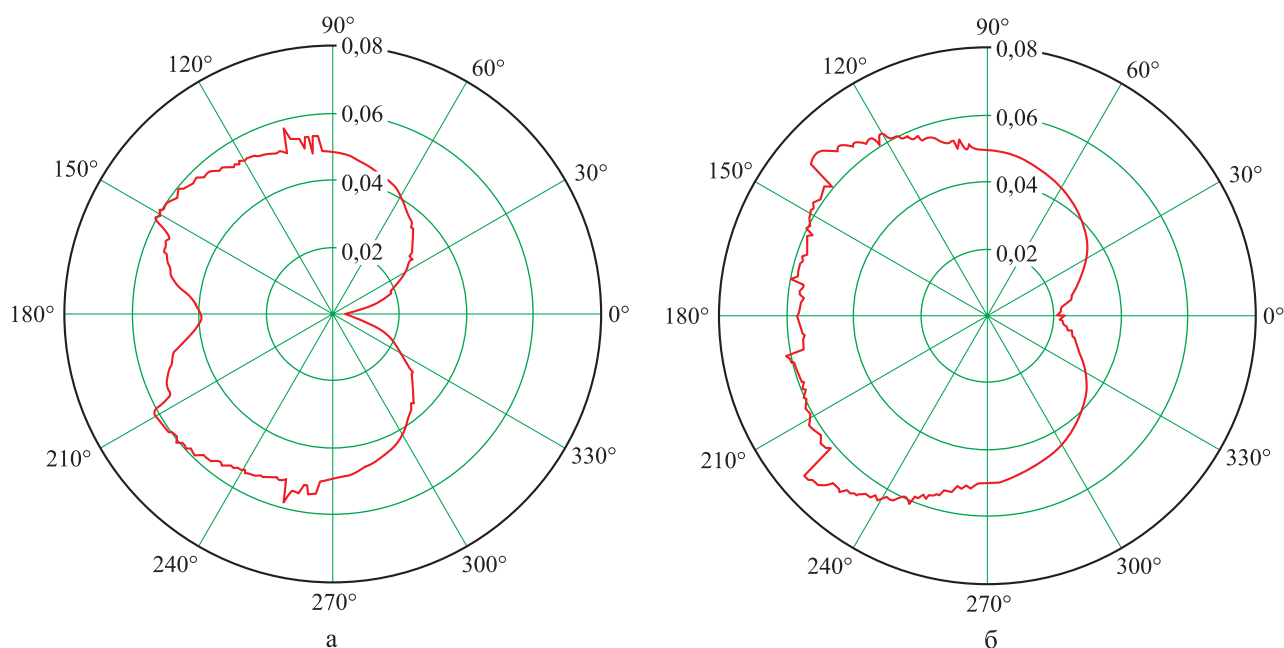


Рис. 5. Зависимость мощности излучения ракеты AIM-7 от азимута при угле места расположения приемника 90° (а) и 60° (б) начиная от носа ЛА в сторону левой полусферы

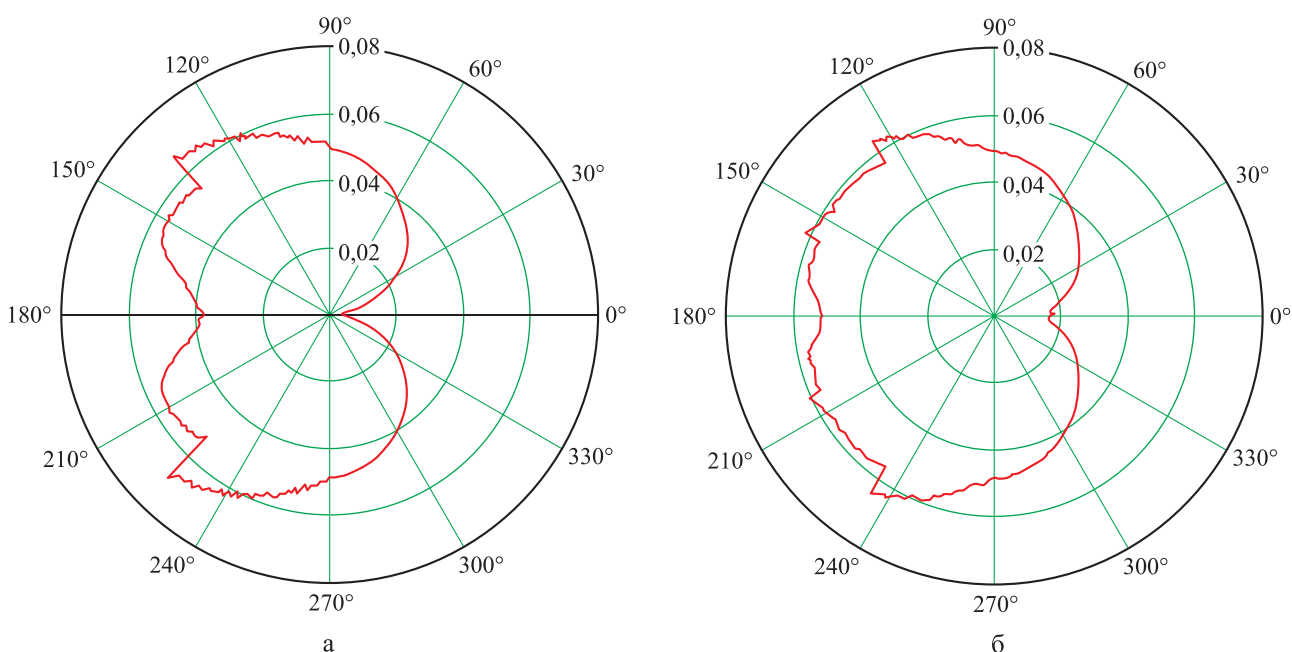


Рис. 6. Зависимость мощности излучения ракеты AIM-7 от угла места при азимуте расположения приемника 0° (а) и 20° (б) начиная от носа ЛА в сторону верхней полусферы



чае несимметричность наблюдается на участках, соответствующих не хвостовой, а боковой части. Увеличение детализации модели приведет к большей симметричности индикатрисы, однако значительно увеличит время расчета. При выполнении расчета было выбрано оптимальное соотношение детализации модели, а следовательно, точности регистрируемой мощности, позволяющей зафиксировать все особенности данного летательного аппарата.

### Заключение

Создана программная среда моделирования для расчета мощности излучения летательных аппаратов от угла наблюдения с визуализацией полученной индикатрисы.

Выполнен расчет мощности излучения самолета типа *F-16* и ракеты типа *AIM-7 Sparrow* в указанной программной среде моделирования.

Разработанная программная среда моделирования может быть использована для создания баз мощности пространственного излучения различных летательных аппаратов.

### Список литературы

1. *Башинский В. Г.* Анализ основных демаскирующих признаков летательного аппарата как цели управляемой ракеты с инфракрасной головкой // Интегрированные технологии и энергосбережение. 2012. № 2. С. 107–109.
2. *Полтавский А. В., Жумабаева А. С., Юрков Н. К.* Алгоритм определения индикатрисы излу-

чения подвижного объекта на примерах робототехнического комплекса беспилотных летательных аппаратов // Надежность и качество сложных систем. 2015. № 3. С. 23–30.

3. *Тымкул Л. В., Тымкул В. М.* Системы инфракрасной техники. Новосибирск: СГТА, 2007. 164 с.

4. *Филиппов Г. С.* Математическое моделирование излучения двигательной установки АЛ-31Ф в инфракрасном диапазоне // Вестник СГАУ. 2014. № 4. С. 99–106.

5. *Rothman L. S., Gordon I. E., Babikov Y. et al.* The HITRAN2012 molecular spectroscopic database // Journal of Quantitative Spectroscopy and Radiative Transfer. 2013. Vol. 130. Pp. 4–50.

6. *Авдеевский В. С., Галицейский Б. М., Глебов Г. А.* и др. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике. М.: Машиностроение, 1992. 528 с.

7. *Филиппов Г. С., Евдокимов И. Е., Яковлев А. А.* Газодинамический и тепловой расчет работы дозвукового сопла малогабаритного ТРД на базе турбостартера ТС-21 // Научно-технический вестник Поволжья. 2012. № 6. С. 228–233.

8. *Тиранов А. Д., Филиппов В. Л.* Модельный расчет спектральной плотности силы излучения факелов ракетных двигателей на твердом топливе // Оптический журнал. 2012. Т. 79. № 3. С. 77–83.

Поступила 15.10.18

---

**Стешенко Кирилл Николаевич** – инженер-программист дирекции оптико-электронных систем Акционерного общества «Научно-производственный комплекс Пеленгатор», г. Санкт-Петербург.

Область научных интересов: дистанционные оптические методы исследования, газодинамические расчеты летательных аппаратов, пространственное моделирование физических процессов.

**Никеев Дмитрий Дмитриевич** – начальник отдела программного обеспечения дирекции оптико-электронных систем Акционерного общества «Научно-производственный комплекс Пеленгатор», г. Санкт-Петербург.

Область научных интересов: математическое моделирование физических процессов, генерация и распространение инфракрасного излучения.

**Коломыцев Антон Юрьевич** – инженер-программист 3-й категории дирекции оптико-электронных систем Акционерного общества «Научно-производственный комплекс Пеленгатор», г. Санкт-Петербург.

Область научных интересов: математическое моделирование физических процессов, спектроскопия газовых сред.

**Гаврилов Егор Валерьевич** – заместитель генерального директора – заместитель генерального конструктора Акционерного общества «Научно-производственный комплекс Пеленгатор», г. Санкт-Петербург.

Область научных интересов: разработка оптико-электронных систем.



## Mathematical simulation of the dependence of aircraft radiation power on the observation angle

The software model environment developed allows us to estimate the power characteristics of aircraft radiation at different observation angles. The method of implementation of this environment makes it possible to get results with an accuracy sufficient to determine the characteristics of the indicatrices of the aircraft under study. The high level of versatility of the model environment enables us to make calculations for any aircraft with different flight conditions in several spectral ranges.

*Keywords:* radiation simulation, aircraft radiation, computational research, radiation indicatrix.

**Steshenko Kirill Nikolaevich** – Software Engineer, Directorate for Optoelectronic Systems, Joint-stock company Research and Production Complex “PELENGATOR”, St. Petersburg.

Science research interests: remote optical research methods, gas-dynamic calculations of aircraft, spatial modeling of physical processes.

**Nikeev Dmitriy Dmitrievich** – Head of Software Department, Directorate for Optoelectronic Systems, Joint-stock company Research and Production Complex “PELENGATOR”, St. Petersburg.

Science research interests: mathematical modeling of physical processes, generation and distribution of infrared radiation.

**Kolomyshev Anton Yurievich** – third category Software Engineer, Directorate for Optoelectronic Systems, Joint-stock company Research and Production Complex “PELENGATOR”, St. Petersburg.

Science research interests: mathematical modeling of physical processes, gas spectroscopy.

**Gavrilov Egor Valerievich** – Deputy Director General – Deputy Designer General, Joint-stock company Research and Production Complex “PELENGATOR”, St. Petersburg.

Science research interests: development of optoelectronic systems.