

Московский авиационный институт
(Национальный исследовательский университет)

На правах рукописи



ФИЛИППОВ Глеб Сергеевич

**МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ
ПРОСТРАНСТВЕННОГО РАСПРЕДЕЛЕНИЯ
ЛУЧИСТОЙ ЭНЕРГИИ ОТ СЛОЖНОГО
ИЗЛУЧАТЕЛЯ**

Специальность 01.02.05 - механика жидкости, газа и плазмы

ДИССЕРТАЦИЯ
на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук

Научный руководитель:
к.т.н., доцент Николаенко В.С.

Москва – 2014

Список сокращений

ИК - инфракрасный

ЛА - летательный аппарат

ДУ - двигательная установка

МФУ - многофункциональное устройство

ПВРД - прямоточный воздушно-реактивный двигатель

ПК - персональный компьютер

ПО - программное обеспечение

ТВГ - температура выхлопных газов

ТРД - турбореактивный двигатель

ЭВМ - электронно-вычислительная машина

СК - система координат

НУ - начальные условия

Содержание

Список сокращений	2
Содержание	3
Введение.....	5
Глава 1. Моделирование прямого излучения лучистой энергии элементов реактивного сопла ДУ ЛА	23
1.1. Определение тепловой модели сложного излучателя	23
1.1.1. Базовые уравнения	24
1.1.2. Моделирование турбулентных течений.....	26
1.2. Геометрия расчётной области	27
1.3. Взаимодействие ИК - излучения с различными средами	30
1.3.1. Отражение и преломление излучения	30
1.3.2. Поглощение и рассеяние излучения.....	32
1.3.3. Влияние атмосферы на ИК излучение	34
1.4. Анализ излучения газовой струи	36
1.5. Постановка задачи и обоснование выбора методики расчёта	42
1.6. Расчёт прямого излучения элементов внутренней поверхности ДУ ЛА.....	44
1.6.1. Используемый алгоритм расчёта	44
1.6.2. Определение основных исходных данных, необходимых для расчёта прямого излучения поверхности сопла	48
1.6.3 Алгоритм расчёта прямого излучения элементов сопла ДУ	51
1.7. Результаты числительных экспериментов моделирования прямого излучения внутренней поверхности ДУ	56
1.7.1. Описание программы расчёта Thermal Radiation прямого излучения двигательной установки летательного аппарата	56
1.7.2. Результаты численных экспериментов моделирования прямого излучения внутренней поверхности сопла в различных режимах и конфигурациях.....	59
Глава 2. Моделирование прямого излучения лучистой энергии элементов турбины и центрального эллипсоидного тела ДУ ЛА	65
2.1. Физическая и математическая модель задачи.....	65
2.1.1. Определение основных исходных данных, необходимых для расчёта прямого излучения поверхности кока	65
2.1.2. Определение основных исходных данных, необходимых для расчёта прямого излучения турбины.....	67
2.1.3. Алгоритм расчёта прямого излучения элементов ДУ	68
2.2. Результаты числительных экспериментов по моделированию прямого излучения турбины и кока ДУ	74
2.2.1. Описание программы расчёта Thermal Radiation прямого излучения турбины и кока ДУ ЛА.....	74
2.2.2. Результаты численных экспериментов моделирования прямого излучения турбины и кока ДУ ЛА в различных режимах и	

конфигурациях сопла	80
Глава 3. Математическое моделирование отражённого излучения сложного излучателя	91
3.1. Физическая и математическая модель задачи	91
3.1.1. Построение математической модели и способы задания исходных данных системы излучатель – приемник излучения.	92
3.1.2. Используемый алгоритм расчёта	98
3.2. Результаты вычислительных экспериментов по математическому моделированию отражённого излучения сложного излучателя	101
3.3. Математическое моделирование излучения ДУ АЛ-31Ф в ИК диапазоне	107
3.4. Сравнение метода Монте-Карло и метода направляющих косинусов.	112
3.5. Сравнение расчёта прямого и отражённого излучения, рассчитанного методом Монте-Карло для модели ДУ ЛА.....	113
3.6. Проверка алгоритма расчётной модели	115
3.6.1. Расчёт пространственного распределения лучистой энергии от цилиндрического источника излучения и двух тарельчатых отражателей.....	115
3.6.2. Экспериментальная проверка программы Thermal Radiation расчёта пространственного распределения лучистой энергии от ДУ ТС21	119
Основные результаты и выводы	123
Список использованной литературы.....	125
Приложение.	133

Введение

Актуальность проблемы.

Современные технологии отслеживания и контроля летательных аппаратов (ЛА), включающие в себя зенитные управляемые ракеты с оптическими головками самонаведения, постоянно совершенствуются. Поэтому, при проектировании новой авиационной техники, конструкторским бюро необходимо уделять серьёзное внимание системе защиты ЛА от поражения. Более 40 гражданских самолётов были поражены переносными зенитно-ракетными комплексами (ПЗРК) с 1970 года, 25 из которых разбились [79]. Защита ЛА является одной из важнейших научных и технических проблем XXI века, в финансирование которой развитые страны вкладывают огромные средства [1-3].

После Второй Мировой войны, США и СССР стали вести активную разработку программ ПЗРК. В результате конкурентного развития, к 1967 году дешёвые и простые в использовании ПЗРК распространились по всему миру, что оказалось серьёзной угрозой для низколетящих ЛА. Более миллиона ПЗРК было произведено и около 500 тысяч ракет находится в обращении на сегодняшний день.

Системы наведения средств поражения используют фотоприёмники, чувствительные к излучению в области инфракрасного (ИК) спектра. Заметность объекта для ИК аппаратуры определяется разницей между излучением ЛА (собственным и отражённым) и излучением фона. Главными источниками излучения самолетов являются детали двигателя, нагретые до высокой температуры, струя выхлопных газов, хвостовая часть фюзеляжа, аэродинамическое нагревание внешней поверхности ЛА, отражённое атмосферное излучение, земли и солнца (рис.1.1) [80].



Рис. 1.1. Основные источники ИК излучения ЛА.

Нахождение способа уменьшения излучения в ИК-диапазоне становится немаловажной проблемой, подходы к решению которой разрабатываются уже давно. К существующим способам снижения ИК заметности для ЛА является модификации геометрии выхлопных газов двигателя для повышения смешивания выхлопных газов с атмосферой [81-91], электрическое отопление [92], использование специальной охлаждающей жидкости [93], химическая обработка поверхности ЛА [94-95] и т.д.

Теоретической основой переноса лучистой энергии является интегро-дифференциальное уравнение переноса излучения для спектральной яркости $I = I(r, t, \omega, n)$:

$$dI / ds = -\alpha I + \int \sigma(n \leftarrow n') I(r, t, \omega, n') d\Omega_{n'} + Q(r, n),$$

где $d / ds = n \nabla + v_g^{-1} \partial / \partial t$ - производная вдоль луча, Q - функция источников,

$\alpha = \alpha_\alpha + \alpha_s$ - коэффициент, в котором α_α коэффициент поглощения среды α_s - коэффициент рассеяния, $\sigma(n \leftarrow n')$ - сечение рассеяния.

Особое место теория переноса излучения занимает для задач аэрокосмической техники, и применяется для расчёта излучения струй продуктов сгорания любых типов двигателей, теплообмена в энергетических устройствах, тепловой защиты межпланетных и возвращаемых на Землю космических аппаратов.

Излучение абсолютно чёрного тела является функцией частоты и абсолютной температуры и определяется законом Планка (система СГС:

$$I(\nu, T) = \frac{2h\nu^3}{c^2} \frac{1}{e^{h\nu/kT} - 1},$$

где $I(\nu, T)$ - мощность излучения на единицу площади излучающей поверхности в единичном интервале частот в перпендикулярном направлении на единицу телесного угла, ν — частота излучения, T — абсолютная температура излучающего тела, h — постоянная Планка, k — постоянная Больцмана, c — скорость света в вакууме.

Для решения вышеуказанных задач необходимы современные модели и алгоритмы расчёта. На сегодняшний день многие методы систематизированы и описаны в классических учебниках с разной степенью известности [5-27,60,61]. К таковым относятся: модели и методы переноса селективного теплового излучения в условиях локального термодинамического равновесия; методы сферических гармоник; методы конечного объёма; методы дискретных ординат; потоковые методы; метод статистического моделирования (с использованием имитационного программирования) для расчётов переноса теплового излучения в неоднородных объёмах светорассеивающих горячих газов [61], метод «обратного хода луча», метод Монте-Карло для решения задачи о лучистой теплопередаче в сером

газе [24]. Однако, несмотря на большое количество публикаций в области радиационно-конвективного теплообмена, исследования в области расчёта оптических характеристик излучателей являются не столь распространёнными.

Уравнение переноса излучения [61]

$$\frac{1}{c} \frac{\partial J_\nu(s, \Omega, t)}{\partial t} + \frac{\partial J_\nu(s, \Omega, t)}{\partial s} + [\kappa_\nu(s, t) + \sigma_\nu(s, t)] J_\nu(s, \Omega, t) = f(s, \Omega, t), \quad (0.1)$$

где t – время; s – физическая координата вдоль луча; Ω – единичный вектор направлений; $J_\nu(s, \Omega, t)$ – спектральная интенсивность излучения; ν – частота излучения; $\kappa_\nu(s, t)$ – спектральный объёмный коэффициент поглощения; $\sigma_\nu(s, t)$ – спектральный объёмный коэффициент рассеяния; $f(s, \Omega, t)$ – интегральная функция параметров s, Ω, t .

Решением уравнения (0.1) является спектральная интенсивность излучения, позволяющая получить векторное поле плотности спектрального и интегрального потока излучения, а также дивергенции этого поля векторного. Задачи такого рода свойственны для проблем теплообмена излучением, радиационной газодинамики и плазмодинамики. В более редких случаях требуется определить поле спектральной интенсивности излучения на некоторой поверхности или в некотором элементарном объёме, что свойственно для задач спектральной диагностики излучательной способности горячих газов и плазмы.

Указанная задача оказывается весьма трудоёмкой, несмотря на то, что уравнения переноса излучения принимает простейший вид [61]

$$\frac{\partial J_\nu(s, \Omega)}{\partial s} + \kappa_\nu J_\nu(s, \Omega) = \kappa_\nu(s) J_{b,\nu}(s). \quad (0.2)$$

Для решения (0.2) необходимо проинтегрировать уравнение в

каждой точке по пространственной переменной s и по угловым переменным, затем полученное поле спектральной интенсивности излучения требуется проинтегрировать по частоте. Если необходимо учесть эффекты светорассеяния, то сложность решения задачи многократно возрастает, так как вместо (0.1) необходимо решать интегро-дифференциальное уравнение [61]

$$\frac{\partial J_\nu(s, \Omega)}{\partial s} + [\kappa_\nu(s) + \sigma_\nu(s)] J_\nu(s, \Omega) = J_\nu^{em}(s) + \frac{1}{4\pi} \sigma_\nu(s) \int_{\Omega'=4\pi} \gamma_\nu(s; \Omega', \Omega) J_\nu(s, \Omega') d\Omega', \quad (0.3)$$

где $\gamma_\nu(s; \Omega', \Omega)$ – спектральная индикатриса рассеяния по направлениям, J_ν^{em} – спектральная излучательная способность единицы объёма.

Метод интегрирования уравнения переноса селективного излучения по угловым переменным, как правило, применяется как базовый. Затем решается задача интегрирования по пространственным переменным. После этого найденные спектральные характеристики интегрируются по частоте.

Метод сферических гармоник [63-67] является известным методом решения уравнения переноса излучения. Своё название метод получил благодаря тому, что непрерывные решения уравнения Лапласа, на которых он основан, называют гармоническими функциями. Метод базируется на аппроксимации угловой зависимости интенсивности излучения и индикатрисы рассеяния рядом по сферическим функциям, которые представляются ортогональными полиномами, получаемыми при решении уравнения Лапласа в сферических координатах. Применение метода сферических гармоник эффективно для решения задач переноса излучения в светорассеивающих средах в объёмах простейших и сложных геометрий, поскольку представление угловой зависимости интенсивности излучения и индикатрисы рассеяния рядом по сферическим функциям соответствует физике процесса переноса излучения в большом числе практически важных случаев. Ортогональность используемых для указанного

разложения полиномов позволяет свести исходное интегро-дифференциальное уравнение переноса к системе дифференциальных уравнений. Особенностью данного метода является то, что точность решения исходного интегро-дифференциального уравнения для задачи переноса излучения и вычислительная эффективность соответствующих расчетных кодов возрастают с ростом альbedo однократного рассеяния.

Перечисленные выше методы решения уравнения переноса излучения, задаваемого относительно моментов интенсивности излучения по угловым переменным, сводятся к дифференциальным уравнениям в частных производных эллиптического типа и используются в различных областях науки и техники, к примеру, в механике сплошной среды. К этим же методам относится метод конечного объёма, применяемый для решения задач переноса теплового излучения в объёмах произвольной геометрии. Данный метод был предложен в [68,69] для решения двумерных задач механики сплошной среды. Позднее метод был обобщен на трёхмерную расчётную область [70]. Особенностями метода конечного объёма является то, что он применяется к объектам произвольной геометрии, а также то, что в основе построения метода лежит разделение расчётной области на конечные элементарные объёмы, в которых законы сохранения массы, импульса и энергии представляются дискретно.

Для решения задач переноса излучения существуют методы дискретных ординат [66,71]. Особенностями применения метода дискретных направлений при решении задач переноса теплового излучения в областях с локализованными источниками излучения является требование к выбору сетки по угловым переменным и вдоль каждого рассчитываемого луча, а также оптимизации расчётных алгоритмов. Для этого необходимо учитывать специфику неоднородности расчётной области.

Методы аппроксимации угловой зависимости интенсивности

излучения в некоторой части телесного угла называют потоковыми. В [72] обобщены потоковые методы в форме тензорного приближения, где применяется тензорное представление вектора плотности потока излучения. Для получения уравнений метода тензорного приближения интегрируется уравнение переноса излучения, умноженное на некоторые весовые функции по всему телесному углу. Недостатком данного метода является проблема замыкания получающейся бесконечной системы дифференциальных уравнений, а также сложность использования в случае криволинейных геометрий. Преимуществом метода является удобство применения в случае прямоугольной декартовой системы координат. Отличительными особенностями потоковых методов являются удобство описания граничных условий, а также удобство введения усредненных по спектру эффективных коэффициентов поглощения.

Метод «обратного хода» луча достаточно распространён [6-15]. Суть данного метода заключается в следующем. Задаётся некоторый пучок параллельных лучей вдоль некоторого направления. Затем некоторым контуром, требующим определения, выделяется часть поверхности зеркала, при отражении от которой все распространяющиеся вдоль выбранного направления лучи попадают на светящуюся поверхность. Точкам изображения приписывается яркость источника вдоль выбранного направления. В [11] определяется сила света излучателя с параболоидным отражателем и спиральным светящим телом с использованием данного метода. Метод "обратного хода" луча довольно сильно ограничен в использовании, несмотря на ряд достоинств, поскольку подходит только для систем с зеркальным отражением.

В работах [13,16-19] при расчёте индикатрисы учитываются реальные свойства поверхностей, но не принимаются во внимание пространственное переотражение пучков, что может привести к значительной погрешности в определении индикатрисы.

Задачи теплообмена излучением в многокомпонентных многофазных газовых смесях имеют наиболее сложные математические модели, описывающие процессы светорассеяния. Это связано с тем, что при относительно низкой температуре среды ($T < 2000 \div 3000$ К) процессы взаимодействия излучения с веществом являются низкоэнергетичными и не оказывают влияния на газодинамическую структуру, что значительно упрощается решение задач радиационной газовой динамики. При этом решается газодинамическая часть задачи, затем производится однократный расчет переноса излучения по найденным полям температуры и концентраций газа и частиц. Но ввиду светорассеяния, решение задачи о переносе теплоты излучением является довольно сложным. При более высокой температуре среды проявляются процессы взаимодействия излучения и вещества, а процент конденсированных и твердых частиц быстро снижается. Одновременно среда становится нерассеивающей, поскольку пропадают светорассеивающие центры. Но при этом возникают проблемы взаимного влияния излучения и динамики среды.

При высоких температурах в радиационной плазмодинамике может возникнуть необходимость учета эффектов светорассеяния, обусловленных другими физическими механизмами, например, комптоновским рассеянием [62].

Описанные ранее методы предназначены, в большей мере, для нахождения объёмной плотности радиационной энергии, вектора плотности радиационного потока и его дивергенции. Для расчёта угловой зависимости интенсивности излучения и направленной излучательной способности горячих газовых объемов используются приближенные детерминированные методы решения уравнения переноса: методы сферических гармоник, дискретных ординат, характеристик; методы статистических испытаний (методы Монте-Карло); а также методы расчёта, позволяющие получить точное решение уравнения переноса.

Недостатком последних является узкий круг решаемых задач, а также накладываемые ограничения на геометрию исследуемой области, оптические свойства среды и граничные условия.

Применение численных методов типа Монте-Карло [16-24] даёт возможность учитывать почти все эффекты, связанные с переносом излучения. Главными недостатками этих методов являются серьёзные требования в вычислительной технике и значительные величина машинного времени при их использовании.

В работе [25] осуществлена дальнейшая разработка метода имитационного моделирования с использованием модели разбиения поверхности излучателя на конечное число элементов, излучающих равноэнергетические лучи в полусферу, построение общей схемы хода лучей с логикой, мало зависящей от формы конкретной системы, и исследование влияния точности статистической обработки результатов расчёта на конечный вид индикатрисы. Достоинствами данного метода является его высокая точность. Недостатком же является то, что он подходит для расчета индикатрисы излучателей с зеркальными отражателями.

Современная техника такая (ИК-печи, двигатели летательных аппаратов и др.) требует решения ряда физических проблем, связанных с исследованием переноса лучистого потока в системе поверхностей, у которых характер отражения отличен от зеркального. Опубликованных работ, посвященных непосредственно исследованию индикатрис ДУ ЛА, крайне мало. Первыми в современной теории переноса излучения в излучающих системах были методы решения интегральных уравнений. В качестве такого примера можно привести работу Суринова Ю.А. [27]. Развитие предложенного им зонального метода расчета лучистого теплообмена получило название итерационно-зонального метода. Все методы расчётов заключается в разбиении излучающей системы и

собирающей полусферы на небольшие элементарные площадки, каждая из которых соответствует некоторому телесному углу $d\Omega$. Индикатриса строится по результатам переноса лучистой энергии на собирающей полусфере.

Во всех методах расчета лучистого теплообмена между излучающими поверхностями ДУ геометрические и теплофизические характеристики (степень черноты, распределение коэффициентов отражения, размеры и температура) входят в начальные условия (НУ). Часть из них определяется экспериментальным путём. В некоторых случаях часть НУ может быть определена расчётным путём, например, с помощью ANSYS. На основании этих данных энергия излучения тел всегда может быть определена на основании закона Стефана—Больцмана [35]. В этом случае задача сводится к учету влияния формы и размеров тел, их взаимного расположения, расстояния между ними и их степени черноты.

Существующие программы расчёта ИК излучения ЛА могут быть сгруппированы в категории [80]:

- программы для расчёта излучения факела газовой струи, силовой установки летательных аппаратов (SIRUS, SIRRM, NIRATAM, SPIRITS,IRSTORM, MIRSAT, OPTASM);
- программы для расчёта атмосферного влияния (LOWTRAN, MODTRAN, HITRAN);
- программы для расчёта пространственного окружения объекта (SPIRITS, IRST, IIR, EOSAS, CHORAL);
- программы для расчёта морских судов и наземных транспортных средств (SHIPIR, GTSIG, PRISM).

Большинство из вышеперечисленных программ являются закрытыми. Некоторые программы, например Modtran, доступны для

приобретения, но не позволяют производить расчёты излучения ДУ ЛА.

Программа NIRATAM является результатом работы исследовательской группы восьми членов стран-участниц НАТО, первый релиз был выпущен в 1991 году. В её основе лежат обширные экспериментальные измерения, теоретические исследования и анализ данных ИК излучения, осуществлявшихся в течение многих лет. Программа позволяет учитывать основные компоненты ИК излучения ЛА, включающие в себя аэродинамический нагрев, внутренние источники тепла, атмосферное излучение, излучение земли и солнца. Специальная версия программы предназначена для сверхзвуковых ракет. Основными составляющими газовой струи принимаются H_2O , CO_2 , CO . Для учёта атмосферного влияния используется Lowtran. В результате расчётов программа формирует графики суммарного излучения, прозрачности атмосферы, излучения газовой струи [96,97]. Недостатками NIRATAM является неудовлетворительное построение сетки излучающих и отражающих поверхностей, точность расчёта излучения газовой струи, использование дополнительного программного обеспечения [98].

Разработка программы SIRUS осуществлялась технологическим центром Британских Аэрокосмических Систем. Она предназначена для прогнозирования ИК излучения реактивных двигателей. Особенность модели является высокая точность учёта отражения излучения от поверхности моделируемого ЛА. В основе метода, применяемого в SIRUS, лежит параметризованная двунаправленная отражательная функция (BDRF). Также имеется возможность учёта характеристик покрытий в отражательной способности ЛА. Недостатком модели является недостаточная точность расчётов, расходящаяся с измерениями [99].

Программа IRST была разработана в 1989 году для имитации обнаружения и дальнейшего отслеживания ЛА. Отличительной чертой модели является учёт облаков, небесного фона и связанных с ними

атмосферные эффекты на высоком уровне точности в ИК излучении ЛА [100]. Также была разработана специальная высокопроизводительная модель для отслеживания слабоконтрастных целей, путём потоковой обработки сигнала и вывода результатов расчётов в реальном времени [101-103].

Существуют также экспериментальные модели прогнозирования ИК излучения ЛА. Для этого получают данные измерения ИК излучения в различных режимах работы ЛА, а также производится их анализ. Как правило, в этих моделях исходными данными являются геометрия ЛА, поверхности излучения, распределение температур, характеристики отражения. Проведение измерений накладывает ограничение на реальные условия эксплуатации ЛА, такие как посадка над заданной траекторией, характеристики полёта (высота, число Маха). Практически все экспериментальные исследования осуществляются военными научными учреждениями. Поэтому данные об используемых методах в этих моделях и их эффективность является закрытой информацией. Во всём мире было разработано приблизительно 10-12 стандартных моделей расчёта ИК излучения, основанных на экспериментальных методах измерений и их анализе. Аналитические модели прогнозирования ИК излучения ЛА являются более доступными, поскольку снимается необходимость проведения большого числа экспериментальных измерений, но менее точными из-за неопределённости исходных данных. Проверка с экспериментальными измерениями и последующая корректировка делает аналитические методы более точными. Экспериментальная проверка была проведена для аналитических моделей NIRATAM, SIRUS и др.

Основными недостатками существующих аналитических методов являются:

- неточности, возникающие из-за неопределённых исходных данных, если они не подтверждены экспериментальными измерениями;
- возникновение ошибок модульных программ из-за особенностей связей между модулями;
- сложность учёта различных параметров ДУ;
- трудности учёта характеристик ЛА при полёте в группе и всего разнообразия режимов полётов.

Таким образом, можно сделать вывод, что задача математического моделирования пространственного распределения лучистой энергии от сложного излучателя и создание численной модели, позволяющей прогнозировать ИК излучение ДУ ЛА с учётом оптических и теплофизических характеристик является актуальной.

Практическая ценность. Применение численного моделирования распределения лучистых потоков в пространстве от диффузно отражающих поверхностей позволяет дополнить экспериментальные исследования индикатрисы ДУ и объяснить полученные результаты, поскольку моделирование процесса позволяет проанализировать полученные результаты для каждого параметра в отдельности. В данной работе исследования основывались на численном моделировании, что в условиях сложности поставленной задачи позволило получить метод исследования оценки инфракрасной заметности газотурбинных двигателей без применения ЭВМ высокой мощности. Следует отметить, что метод позволяет устанавливать точность результатов, задавать геометрические параметры турбины, центрального тела, внутренней поверхности сопла ДУ ЛА, температуру и степень черноты каждого элемента излучающей поверхности.

Разработанный пакет прикладных программ расчёта индикатрисы инфракрасного излучения внутренней поверхности сопла двигательной

установки летательного аппарата методом Монте-Карло могут быть использованы при расчётах проектируемых и существующих ДУ для определения их оптимальных характеристик. Предложенное программное обеспечение может найти применение в исследовании на предпочтительную с точки зрения заметности средствами обнаружения форму и конфигурацию элементов турбины, центрального тела и внутренней поверхности ДУ. Созданная методика может быть использована для определения работ по охлаждению отдельных элементов, вносящих наибольший вклад в индикатрису. Предложенный метод расчёта может позволить сократить сроки разработки новых ДУ, снизить затраты на экспериментальное определение их ИК излучения и разработку в целом. Разработанный программный комплекс позволяет исследовать зависимость ИК от входных параметров задачи: скорости течения струи, её состава, температуры и др.

Целью настоящего исследования является:

- расчёт теплового состояния стенок сопла ДУ ЛА путём моделирования турбулентных течений горячей газовой струи, исследование зависимости теплового состояния от входных параметров течений;
- разработка математической и численной модели для эффективного решения задачи расчёта распределения лучистых потоков в пространстве от диффузно отражающих поверхностей методом Монте-Карло;
- анализ полученных результатов в рамках разработанной модели с учётом численного моделирования задачи о пространственном распределении энергии от сложного излучателя в зависимости от параметров газовой струи внутри сопла.

Научная новизна диссертационной работы состоит в следующем:

- 1) Впервые разработано программное обеспечение, доступное для российских исследователей и разработчиков, имеющее дружественный интерфейс и позволяющее получить распределение потока лучистой энергии от сложного твердотельного поверхностного теплового излучателя произвольной формы, с возможностью учёта распределения по поверхностям любых локальных спектрально-угловых зависимостей излучения и рассеяния (в т.ч. зеркального, диффузного рассеяния, различных значений степени черноты), верифицированное и валидированное сопоставлением с теоретическими, экспериментальными и расчётными данными. Учтены реальные оптические и теплофизические свойства излучающих поверхностей (характер отражения, степень черноты) для каждой точки разбиения. Разработаны вычислительные алгоритмы для диффузно отражающих поверхностей, оптимизированные с целью использования их на ЭВМ средней мощности. Проведены обширные вычислительные эксперименты, в результате которых получены распределения температур внутри сопла ДУ АЛ-31Ф в зависимости от параметров газовой струи, индикатрисы отдельных элементов двигательной установки. Произведен анализ влияния этих элементов и их характеристик на общую индикатрису.
- 2) Эффективность программы продемонстрирована на анализе впервые предложенного экранного устройства для снижения интенсивности ИК излучения и его эффективности. Предложенное устройство позволило снизить уровень ИК излучения более чем на порядок величины в 90% телесного угла задней полусферы.

Положения, выносимые на защиту

1. Результаты газодинамического расчёта для двухконтурного турбореактивного двигателя АЛ-31Ф, распределение температур внутри сопла в результате течения горячей газовой смеси.

2. Разработка алгоритма «Thermal Radiation» и программного обеспечения для решения методом Монте-Карло задачи о пространственном распределении энергии от сложного излучателя для случая прямого излучения без учёта отражённого излучения в зависимости от параметров потока.
3. Результаты расчётов в рамках алгоритма «Thermal Radiation» индикатрисы отдельных излучающих поверхностей сопла ДУ.
4. Разработка усложнённого алгоритма и программного обеспечения пространственного распределении лучистой энергии от сложного излучателя с учётом отражения от внутренних поверхностей сопла ДУ ЛА и с учётом входных параметров газовой струи.
5. Результаты расчётов в рамках усложнённого алгоритма «Thermal Radiation» индикатрисы всех излучающих поверхностей сопла ДУ с учётом многократного переотражения от внутренних поверхностей.
6. Зависимости интенсивности излучения от теплофизических свойств поверхностей излучающих элементов, позволяющие определить наиболее предпочтительные характеристики для оптимальной индикатрисы.
7. Результаты изменения мощности потока суммарного ИК излучения ДУ и суммарной энергии ДУ в единице телесного угла, позволяющие наглядно определить наиболее сильно излучающие элементы для проведения работ по их снижению.

Достоверность полученных в диссертации результатов подтверждается использованием надёжных алгоритмов турбулентного расчёта течения газовой смеси внутри сопла, фундаментальных положений теории переноса лучистой энергии, экспериментальной проверкой разработанной модели, верификацией пакетов прикладных программ для перечисленных выше случаев, проведением вычислительных экспериментов, с целью получения пространственного распределения лучистой энергии от сложного излучателя, а также анализа

полученных результатов и оценки точности используемых моделей.

Апробация работы. Основные материалы диссертации докладывались на следующих научных конференциях:

- Научно-практическая конференция студентов и молодых учёных МАИ «Инновации в авиации и космонавтике – 2010», Москва, 2010.
- 9-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2010», Москва, 2010.
- 10-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2011», Москва, 2011.
- V Всероссийская научно-техническая конференция молодых специалистов, Уфа, 2011.
- 10-ый Форум российского вертолётного общества, г. Москва, 2012.
- 11-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2012», Москва, 2012.
- Московская молодёжная научно-практическая конференция «Инновации в авиации и космонавтике – 2013», Москва, 2013.
- 12-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2013», Москва, 2013.
- V Молодёжный научно-технический форум «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики», Москва, 2013.
- II Всероссийская научно-техническая конференция «Моделирование авиационных систем», Москва, 2013.

Результаты диссертационной работы неоднократно обсуждались в ОКБ им. А. Люльки филиал ОАО УМПО и на кафедре «Прикладная физика» Московского авиационного института (национального исследовательского университета).

Публикации. По результатам научных исследований в рамках диссертационной работы опубликовано 23 работы, в том числе 5 статей в

периодических изданиях, включенных в перечень ВАК [28-32]; 14 публикаций в тезисах докладов Международных и Всероссийских конференций; получено 4 свидетельства о государственной регистрации программ для ЭВМ.

Диссертация состоит из введения, трех глав, списка используемых источников и приложений.

Глава 1. Моделирование прямого излучения лучистой энергии элементов реактивного сопла ДУ ЛА

1.1. Определение тепловой модели сложного излучателя

Для корректного нахождения характеристик ИК излучения сложного излучателя требуется иметь точные математические модели, описывающие теплообмен излучающих поверхностей и располагать верными расчётами теплового состояния элементов излучающей системы.

Для выполнения поставленной задачи необходимо получить помимо интегральных характеристик, но и точные поля температур, тем более, в случае его существенной неравномерности.

Расчёт теплового состояния стенок излучателя может быть проведён множеством различных методов расчёта, для чего могут быть использованы различные программные средства. Для этого можно воспользоваться критериальными уравнениями вычисления коэффициентов теплоотдачи, затем произвести вычисление теплового состояния стенок сопла в двумерной либо трёхмерной постановке методом конечных элементов. Для выполнения данных вычислений требуются значительные трудоёмкие предварительные расчёты, поэтому данный метод считается устаревшим. Тем не менее, его целесообразно применять в трудных ситуациях, когда методы подобия возможно применить сравнительно легко.

Для проведения вычислений тепловых состояний обтекаемых газом излучающих поверхностей деталей двигателя летательного аппарата на сегодняшний день наиболее актуальным является метод расчёта сопряжённого теплообмена между газом и твёрдым телом совместно. Данные о характере течения газа вычисляются, производя расчёты в одном из известных программных продуктах уравнений движения сплошной среды. В результате можно получить распределение температур по всей

поверхности сложного излучателя. Наиболее точный результат расчёта ИК излучения ДУ ЛА будет при максимальном совпадении расчётных и экспериментальных температур. Следует указать, что оптимизация вычислений, а также сокращение времени их выполнения может достигаться путём сочетания методов подобия и численного моделирования для расчёта теплового распределения ДУ ЛА.

1.1.1. Базовые уравнения

На сегодняшний день основные методы, использующиеся для описания турбулентных течений, основываются на решении уравнений Навье-Стокса. Базовой системой осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса для сжимаемой теплопроводной среды в отсутствие внешних сил приводится в виде (закон сохранения массы, импульса и энергии):

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \tilde{U}_j) = 0 \\ \frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \tilde{U}_j) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \tilde{U}_i \tilde{U}_j) = \frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} - \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\tau}_{ij} + \overline{\rho u_i'' u_j''}) \\ \frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \tilde{H}) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \tilde{U}_j \tilde{H}) = \frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} - \frac{\partial}{\partial x_j} (\tilde{U}_i \bar{\tau}_{ij} + \overline{u_i'' \tau_{ij}''} + \bar{Q}_j + \overline{\rho u_j'' H''}) \end{array} \right. , \quad (1.1.1)$$

где ρ - плотность; P - давление; \tilde{U}_{ij} и \bar{u}_{ij}'' - компоненты средней и пульсационной скорости; τ_{ij} - тензор напряжений Рейнольдса; \tilde{H} - тепловой поток за счёт турбулентного переноса; \sim осреднение параметра по времени с использованием весовой функции (осреднение по Фавру); $\bar{\quad}$ - осреднение параметра по времени (осреднение по Рейнольдсу); $''$ -

пульсационные составляющие; $\bar{\tau}_{ij} = \frac{2}{3} \mu \delta_{ij} \frac{\partial U_l}{\partial x_l} - \mu \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} - \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right)$ - средний

тензор напряжений; $\bar{Q}_j = -\lambda \frac{\partial \bar{T}}{\partial x_j}$ - средний тепловой поток по закону Фурье;

$\tilde{H} = \tilde{h} + \frac{\tilde{U}_i \tilde{U}_i}{2} + k$ средняя полная энтальпия; $H'' = h'' + \tilde{U}_i \tilde{u}_i'' + k$ - полная

пульсационная энтальпия; $k = \frac{\overline{u_i'' u_i''}}{2}$ - турбулентная кинетическая энергия.

В процессе осреднения в уравнении движения появляется добавочный член $\overline{\rho u_i'' u_j''}$, характеризующий влияние турбулентности на поле потока. Данный член имеет математическую форму тензора второго порядка, содержащего 9 элементов, и действует подобно напряжению. В связи с этим вышеуказанный тензор называется тензором напряжений Рейнольдса. Добавочный член $\overline{\rho u_j'' H''}$, появляющийся в уравнении энергии, характеризует теплоперенос за счёт турбулентных операций. Для замыкания системы уравнений Рейнольдса, требуется выразить неизвестные турбулентные пульсационные составляющие через средние значения. Для замыкания системы дифференциальных уравнений (1.1.1) используется уравнение состояния вида $p = p(\rho, T)$, устанавливающее связь между свойствами жидкости. Для идеального газа уравнения состояния может быть записано в виде:

$$p = \rho RT, \quad (1.1.2)$$

где R – газовая постоянная.

Для численного решения системы уравнений (1.1.1) можно использовать различные методы и программные пакеты. Требованиям поставленной задачи удовлетворяет ANSYS CFX. В нём реализован метод конечных объемов, заключающийся в дискретизации уравнений (1.1.1) по элементарным замкнутым объёмам, составляющим в целом расчётный домен, и вычислении линеаризованных уравнений для получения конечных объёмов. Преимуществом ANSYS CFX является реализация

широкого набора модулей турбулентности.

1.1.2. Моделирование турбулентных течений

Система осреднённых уравнений Рейнольдса является незамкнутой. Для её замыкания используется предположение Буссинеска, определяющее связь рейнольдсовых напряжений со скоростью средней деформации через турбулентную вязкость:

$$-\overline{u'_i u'_j} = \nu_t \left(\frac{\partial \overline{u}_i}{\partial x_j} - \frac{\partial \overline{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} k \delta_{ij}. \quad (1.1.2)$$

Приведённое выражение характеризует структуры модели турбулентности, но не вводит её модель, сводя к основной задаче задание турбулентной вязкости ν_t [114]. В данной работе применяются так называемые модели с двумя дифференциальными уравнениями: $k-\varepsilon$ и $k-\omega$. Модель $k-\varepsilon$ применялась для уточнённых гидродинамических вычислений, а модель $k-\omega$ SST (развитие модели $k-\omega$) - для вычисления теплообмена [114].

1.2. Геометрия расчётной области

В качестве исследуемого объекта, был выбран двухконтурный турбореактивный двигатель АЛ-31Ф, его геометрия была использована в качестве расчётной области.

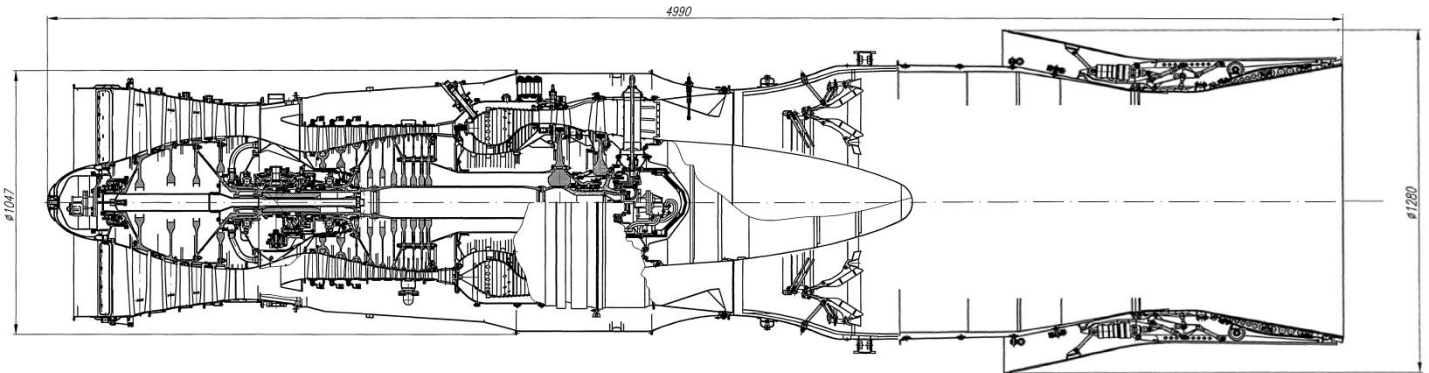


Рис. 1.1.1. Продольный разрез двигателя.

Расчётный домен и схема граничных условий представлены на рисунке 1.1.2.

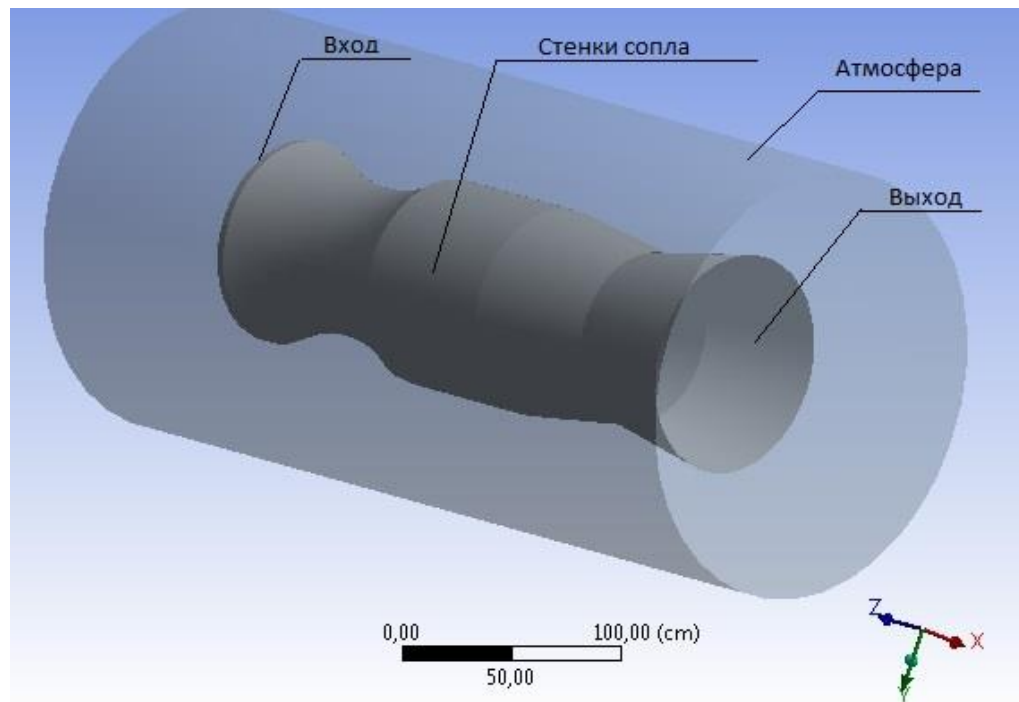


Рис. 1.1.2 Моделирование ДУ АЛ-31Ф.

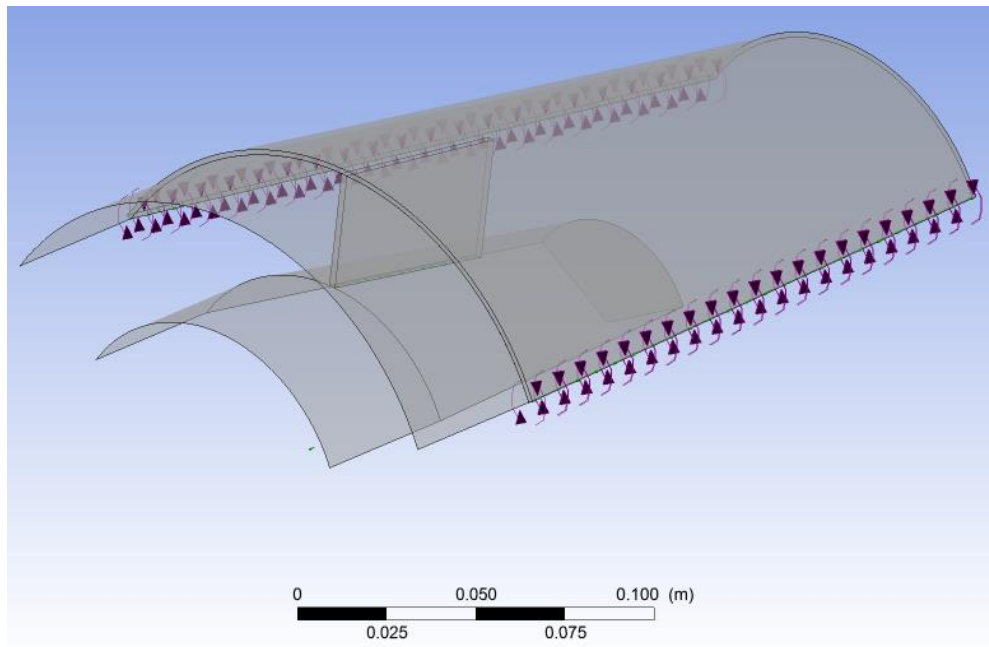


Рис. 1.1.3. Изображение модели стенки сопла.

Для проведения расчётов теплообмена в стенке сопла создана расчётная сетка и геометрия сопла (рис.1.13).

Исходя из известного расчёта турбостартёра по среднему сечению, задавались граничные условия задачи. Таким образом, значение массового потока было установлено 0.38 кг/с , значение атмосферы 0 Па , температура газового потока на входе 934 К . Задача влияния качества сетки на гидрогазодинамические характеристики течения решается независимо от взаимодействия степени дискретизации пристеночного слоя на тепловое состояние стенки сопла. Расчёты выполнены с использованием модели SST. Полученные результаты с точки зрения макроскопических характеристик течения независимы от уровня сеточной дискретизации решения гидродинамических уравнений. Результаты расчётов приведены на рисунке 1.1.3.

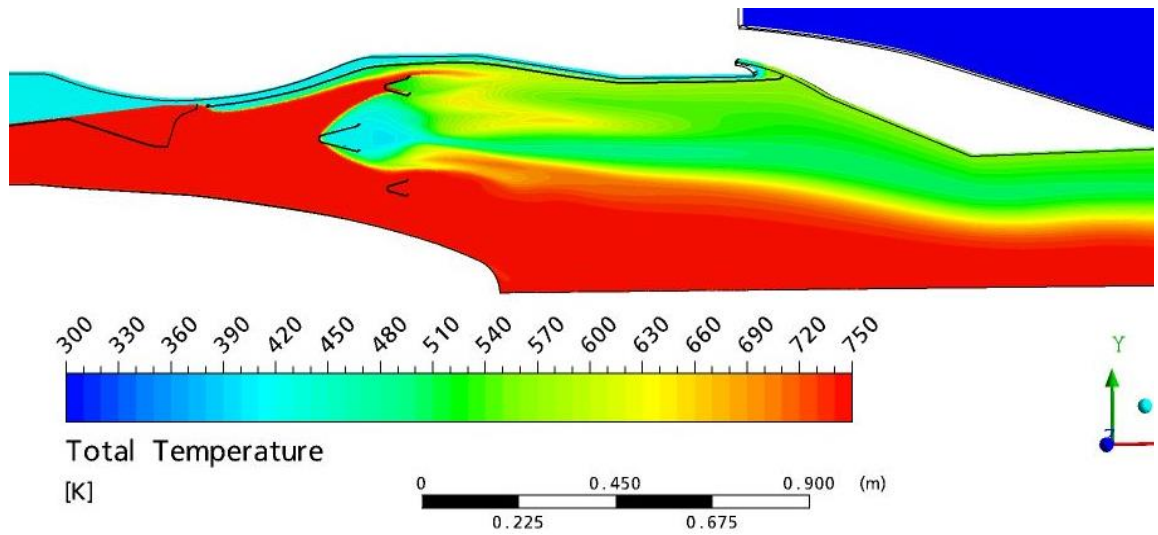


Рис. 1.1.4. Распределение температур в продольном сечении.

Проверка достоверности трёхмерного газодинамического расчёта проводилась по среднему диаметру. Достоинства используемой модели заключаются в возможности использования данных поля давления и температур для проведения вычислений излучения и поглощения каждой расчётной области (ячейки) от поверхности компонентами газовой смеси.

1.3. Взаимодействие ИК - излучения с различными средами

Для гомогенной изотропной среды с относительной диэлектрической постоянной ε , магнитной проницаемостью μ и проводимостью σ справедливо волновое уравнение:

$$\nabla^2 E - \frac{\mu\varepsilon \ddot{E}}{c_0^2} - \frac{\sigma\mu \dot{E}}{\varepsilon_0 c_0^2} = 0, \quad (1.3.1)$$

где E — мгновенная амплитуда вектора электрического поля; ε_0 — диэлектрическая постоянная вакуума.

Решение уравнения (1.3.1) для одной компоненты вектора имеет вид (для плоской волны) [4]:

$$E_x(z, t) = E_{0x} \exp(-i\omega t) \exp\left(\frac{i\omega z n}{c_0}\right) \exp\left(-\frac{\omega z k}{c_0}\right), \quad (1.3.2)$$

$$n + ik = \left[\mu \left(\varepsilon + \frac{\sigma}{i\omega\varepsilon_0} \right) \right]^{1/2}. \quad (1.3.3)$$

Величины n и k определяют свойства оптической среды.

При взаимодействии излучения со средой имеет место его поглощение и рассеяние. Частными случаями рассеяния излучения являются отражение от поверхности раздела двух сред и преломление излучения через эту поверхность раздела.

1.3.1. Отражение и преломление излучения

Различают два вида отражения:

а) зеркальное, когда размеры неоднородности структуры отражающей поверхности значительно меньше длины волны падающего

излучения;

б) рассеянное, когда размеры неоднородности структуры сравнимы с длиной волны.

При зеркальном отражении от плоских поверхностей

$$\rho = F_{\rho} / F_0 = I_{\rho} \omega_{\rho} / I_0 \omega_0 = B_{\rho} / B_0, \quad (1.3.4)$$

где B_0 и B_{ρ} — энергетическая яркость источника излучения и энергетическая яркость после отражения излучения.

Формула (1.3.4) получена из условия, что пространственный угол, в пределах которого распространяется падающее излучение, сохраняется после излучения. При рассеянном отражении это условие не выполняется: пространственный угол, в котором распространяется отраженное излучение, больше пространственного угла, в котором распространяется падающее излучение. В случае диффузного отражения индикатриса отраженной энергетической силы света представляет собой окружность, т. е. $I_{\alpha} = I_0 \cos \alpha$, где I_0 энергетическая сила света в направлении, перпендикулярном поверхности, излучения.

Диффузный отражатель характеризуют следующим соотношением:

$$\rho = \pi B_0 / E, \quad (1.3.5)$$

где E — энергетическая освещенность, а B_0 — энергетическая яркость диффузно отражающей поверхности. Величина B_0 не зависит от направления падающего излучения и одинакова для всех направлений.

В случае рассеивающего отражателя, не подчиняющегося условию (1.3.5), для характеристики свойств поверхности вводят понятие коэффициента энергетической яркости, представляющего собой

отношение наблюдаемой при отражении яркости B к яркости B_0 одинаково облученной с ней диффузно отражающей поверхности, коэффициент отражения которой равен единице, т. е.

$$r = \pi B / E. \quad (1.3.6)$$

Для диффузно отражающей поверхности коэффициент энергетической яркости равен коэффициенту отражения.

1.3.2. Поглощение и рассеяние излучения

Для твердых веществ различают несколько видов поглощения излучения, главными из них являются: собственное (сплошное) поглощение, обусловленное взаимодействием электромагнитных волн с кристаллической решеткой, и характеристическое (избирательное) поглощение, возникающее вследствие колебаний и вращений молекул и приводящее к появлению полос поглощения.

При распространении излучения в гомогенной изотропной среде имеет место уменьшение мощности. Величину

$$\alpha_\lambda = e^{-2\omega kz/c} = e^{-4\pi kz/\lambda}, \quad (1.3.7)$$

называют спектральным коэффициентом поглощения среды. Закон поглощения записывают в виде

$$F_{\alpha\lambda} = F_{0\lambda} \alpha_\lambda = F_{0\lambda} e^{\frac{-4\pi k}{\lambda} z}, \quad (1.3.8)$$

где $F_{0\lambda}$ — монохроматический лучистый поток, поступающий в слой толщиной z ; $F_{\alpha\lambda}$ — лучистый поток, поглощенный средой. Аналогичный вид имеет закон рассеяния:

$$F_{m\lambda} = F_{0\lambda} m_{\lambda} = F_{0\lambda} e^{-r_{\lambda} z}, \quad (1.3.9)$$

где $F_{m\lambda}$ — лучистый поток, рассеянный средой; r_{λ} — коэффициент ослабления потока за счет рассеяния.

Рассеяние инфракрасного излучения при прохождении через среду зависит от соотношения между длиной волны излучения и размером рассеивающих частиц, а также от концентрации частиц и их комплексного показателя преломления. Если размер частиц мал по сравнению с длиной волны излучения, а расстояние между частицами больше длины волны и частицы расположены хаотически, то имеет место так называемое рэлеевское рассеяние, подчиняющееся зависимости:

$$r_{\lambda} = \frac{\pi^2 (n^2 - 1)^2}{2N\lambda^4} (1 - \cos^2 \varphi), \quad (1.3.10)$$

где n — показатель преломления вещества частицы; N — число частиц в единице объема; φ — угол между направлениями падающего и рассеянного излучения.

Рассеянный лучистый поток характеризуют индикатрисой рассеяния, представляющей распределение силы рассеянного излучения в пространстве. При рэлеевском рассеянии индикатриса симметрична и имеет максимумы при $\varphi = 0$ и $\varphi = \pi$ (рис. 1.3.1).

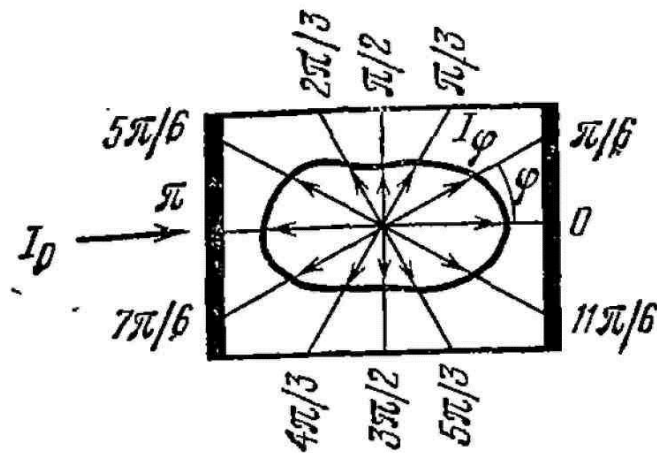


Рис. 1.3.1 Индикатриса рассеяния частиц различных размеров.

В том случае, когда размеры рассеивающих частиц сравнимы с длиной волны излучения, характер рассеяния отличается от рэлеевского.

1.3.3. Влияние атмосферы на ИК излучение

Ослабление ИК излучения в атмосфере сильно зависит от волны излучения, температуры и состава излучения, участвующих газов. Несмотря на довольно широкий ИК спектр (0,74-2000 мкм), в атмосфере выделяют 2 диапазона с высокой степенью пропускания, используемых для слежения и наблюдения: 3-5 мкм и 8-12 мкм. Вне этих диапазонов наблюдается высокое ослабление ИК излучения из-за роли CO_2 и H_2O в поглощении и рассеивании [104]. В облачную погоду и при полётах на низкой высоте ИК видимость, как правило, очень низкая. На больших высотах, где концентрация CO_2 и H_2O увеличивается, ситуация меняется. Диапазон 3-5 мкм соответствует более высокой температуре пика излучения ($\sim 450^\circ\text{C}$), и больше подходит для обнаружения. Диапазон 8-12 мкм имеет более низкую температуру выхлопных газов ($\sim 17^\circ\text{C}$) и используется, как правило, при выбросах от больших поверхностей при более низких температурах [105].

Интенсивность ИК излучения ЛА является неравномерной во всех направлениях, поскольку излучение распределённых источников ИК на

ЛА имеет анизотропную природу. В направлении движения и по бокам ЛА, основными источниками ИК излучения являются газовая струя и корпус ЛА. В сторону, противоположную направлению движения, главными источниками ЛА являются горячие детали двигателя (рис.1.3.2). В этом направлении видимость ЛА для ИК аппаратуры достигает 4-6 км из-за прямой видимости ДУ ЛА при высоких температурах [106].

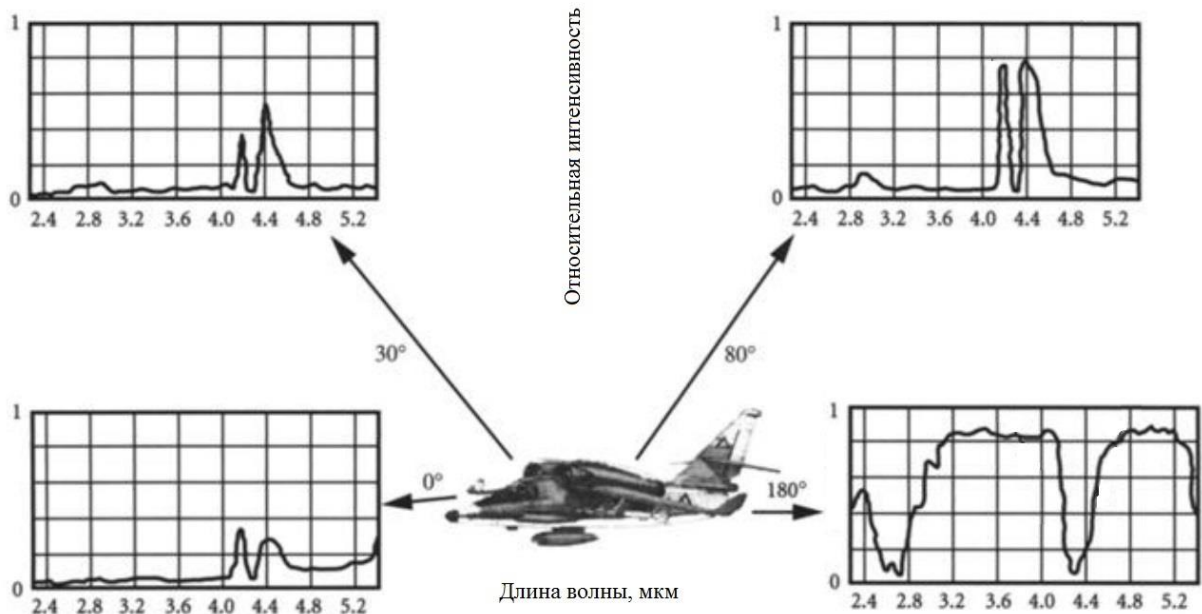


Рис. 1.3.2. Интенсивность ИК излучения ЛА в зависимости от направления.

1.4. Анализ излучения газовой струи

Газовая струя ЛА, в основном, состоит из H_2O (пар), CO_2 , CO и их твердой и жидкой фаз [107]. Среди них CO_2 является наиболее важным в ИК излучения [108]. Другие газообразные компоненты, такие как O_2 , N_2 , и NO_x являются незначительными эмитентами ИК [109]. ИК излучения от факела испускается колебательной энергией выхлопных газов и тепловой энергией твердых и жидких частиц. Длина шлейфа выхлопных газов в несколько раз больше, чем длина самолета, поэтому излучение от него видно с гораздо более широкого угла обзора. Длина, диаметр, и температурные профили шлейфа для ТРД и турбовентиляторного двигателя (ТВД) приведены на рисунке 1.4.1.

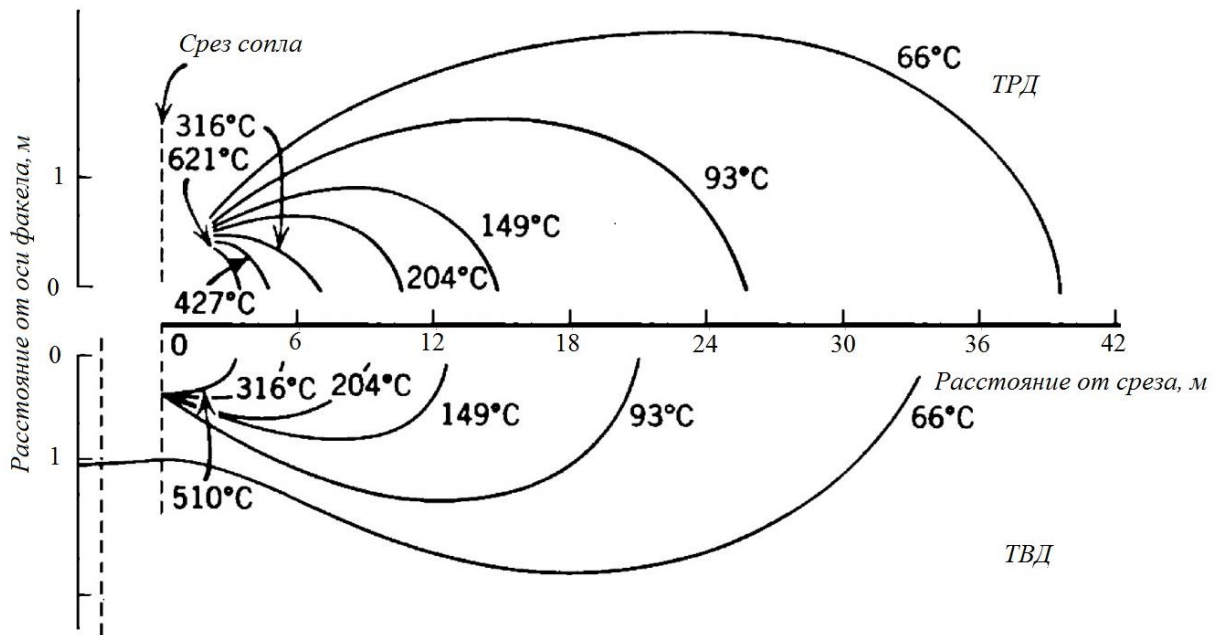


Рис. 1.1.1 Изотерма турбореактивного и турбовентиляторного двигателя.

Размер шлейфа выхлопных газов от ТРД больше по сравнению с ТВД, это объясняет более высокое ИК излучение от шлейфа ТРД. Излучательная способность объема газа является функцией температуры, давления, молярной концентрации газов и оптической длины пути. Распределение температуры из сопла в факеле от центра симметрии ДУ является осесимметричной, что упрощает расчёты. Интенсивность ИК вдоль центральной оси струи остается постоянной в потенциальной

области сердцевины, так как статическая температура и концентрация CO_2 не меняются [108].

Существует несколько моделей, дающих оценку ИК излучения шлейфа выхлопных газов [107, 110], учитывающих спектральную оптическую толщину и размеры сопла. Проведение сравнения с экспериментальными результатами [110] дало хорошее совпадение. Моделируется сложная геометрия излучающего объема, состоящая из реактивного сопла и других поверхностей. Модель предсказывает максимумы (подтвержденные экспериментально) на длине волны 2,7 и 4,3 мкм, что соответствует излучению из CO_2 . Ввиду существования относительной скорости между излучающими слоями газа, возникает эффект Доплеровского смещения.

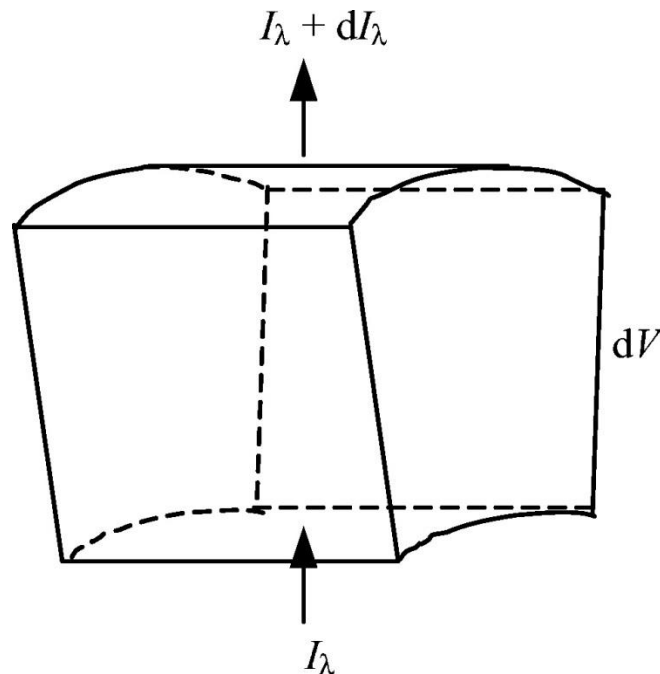


Рис. 1.4.2 Изотермический объем газа.

Для прогнозирования ИК излучение от шлейфа выхлопных газов, необходимо вычисление его температуры, давления, распределение переноса излучения. Для упрощения, структура шлейфа вычисляется отдельно с использованием стандартного коммерческого Computational Fluid Dynamics (CFD). Формируется газовая струя для типичного

одномоторного истребителя с осесимметричным соплом на высоте 5 км и числа Маха 0,8. Вычисляется распределение температур и давления. Трёхмерный осесимметричный газовой поток получается вращением плоской сетки, затем дополнительно дискретизируются по окружности, для создания изотермического объема газа (рис. 1.4.2). Индикатриса газовой струи максимальна, когда ЛА находится над ИК аппаратурой, и в радиальном направлении излучает преимущественно она. Выхлопные газы действует как поглотитель излучения сопла, поскольку имеют более низкую температуру и излучательную способность, в сравнении с внутренней поверхностью сопла. Поэтому рассматривается излучение в радиальном направлении газовой струи. Вычисляется теплопередача излучением между различными дискретизованными изотермическими объемами газовой струи.

Для изотропного поглощения и излучения элементарного объема газа, испускается излучение заданной интенсивности в случайном направлении:

$$dI_{\lambda}(\lambda, T) = [\alpha_{\lambda}(\lambda, T, P) \cdot e_{b\lambda}(\lambda, T) \cdot dS] / \pi, \quad (1.4.1)$$

где I_{λ} - спектральная интенсивность излучения; λ - длина волны; T - температура; α_{λ} - спектральный коэффициент поглощения газа; P - давление; $e_{b\lambda}$ - спектральная мощность излучения абсолютно черного тела (определяется законом Планка); dS - толщина элемента объема.

Пучок с интенсивностью излучения I_{λ} , проходящий через объём газа, претерпевает изменение интенсивности на величину dI_{λ} , что является результатом следующих эффектов :

- 1) I_{λ} увеличивается за счет эмиссии от элементарного объема на

$$dI_{\lambda} = [\alpha_{\lambda}(\lambda, T, P) \cdot e_{b\lambda}(\lambda, T) \cdot dS] / \pi. \quad (1.4.2)$$

2) Поглощение газа ослабляет I_{λ} , проходящий через dV , которое оценивается как:

$$dI_{\lambda} = \beta_{\lambda}(\lambda, T, P) \cdot I_{\lambda}(\lambda, T) \cdot dS, \quad (1.4.3)$$

где $\beta_{\lambda} = \alpha_{\lambda} + \sigma_{s,\lambda}$.

В случае незначительного рассеяния $\beta_{\lambda} = \alpha_{\lambda}$, (1.4.3) записывается в виде

$$dI_{\lambda} = \alpha_{\lambda}(\lambda, T, P) \cdot I_{\lambda}(\lambda, T) \cdot dS. \quad (1.4.4)$$

При объединении уравнений (1.3.13) и (1.3.14), чистое изменение I_{λ} , при прохождении через объем дискретизованного газа, записывается

$$dI_{\lambda} = \alpha_{\lambda}(\lambda, T, P) \cdot dS \cdot \left(\left[e_{b\lambda}(\lambda, T) / \pi \right] - I_{\lambda} \right). \quad (1.3.15)$$

Спектральный коэффициент поглощения газа изотермического дискретизованного объема газа α_{λ} вычисляется с использованием статистической узкополосной модели, описываемую Soufiani и Taine [112], с использованием данных Modest и Zhan [111]. Предполагая число Шмидта равное единице, что имеет место для большинства газов и их смесей, рассчитывается концентрация излучения участвующих газов.

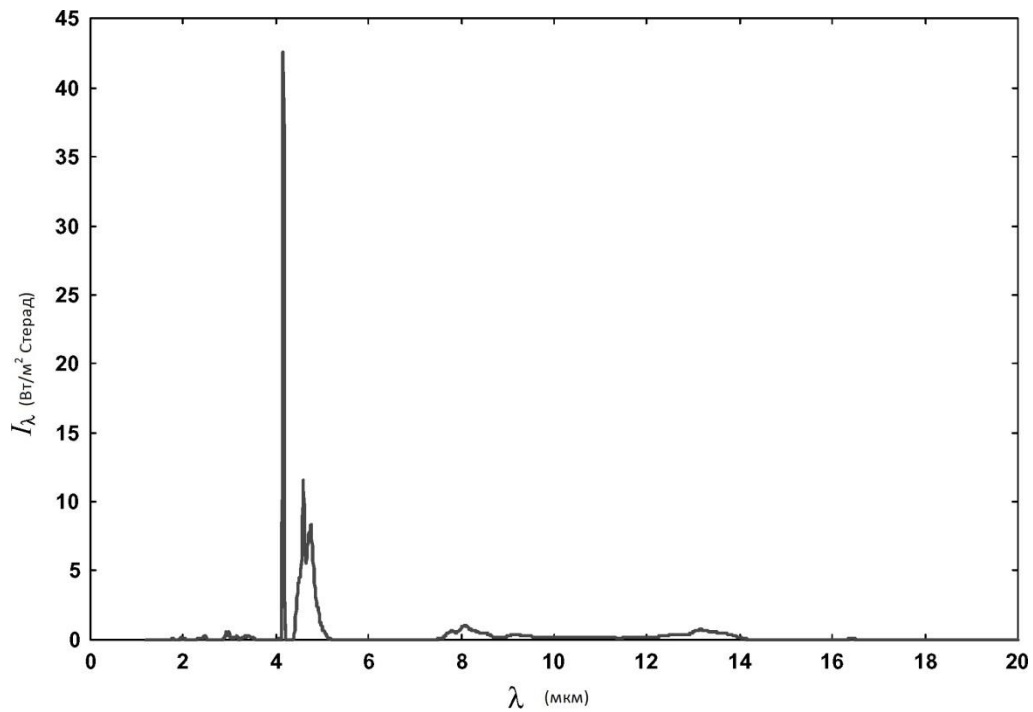


Рис. 1.4.3 Спектральная интенсивность газовой струи с учётом атмосферного затухания.

На рисунке 1.4.3 показана спектральная интенсивность I_λ газовой струи факела с учётом затухания в атмосфере, которая ярко выражена только в диапазоне 4.15 - 4.20 мкм. Экспериментально полученная спектральная интенсивность газовой струи пассажирского самолета (Boeing 707) [113] качественно совпадает с полученными данными в диапазоне 1-14.5 мкм с точностью до 10%. Расхождения объясняются неточностями условий эксплуатации, химического состава выхлопных газов, атмосферных условий и т.д. В отличие от случая излучения от хвостовой части фюзеляжа и сопла ДУ, газовая струя не выделяет никаких излучений в диапазоне 8-12 мкм. Таким образом, ИК излучения струи не зависят от фонового излучения (доминирующего в диапазоне 5-25 мкм). Шлейф газовой струи является прозрачным для излучения более длинных волн, поэтому атмосферное излучение не испытывает значительного ослабления. Сравнивая уровень ИК излучения от задней части фюзеляжа и внутренней поверхности ДУ ЛА с излучением газовой струи, видно, что, ИК излучение от задней части фюзеляжа и внутренней поверхности ДУ

ЛА значительно превышает излучение от газовой струи. Излучение от горячих деталей двигателя является заметным в следующих диапазонах: 1.95-2.50, 2.92-3.20, 3.24-4.18, 4.50-4.93 и 8.20-11.80 мкм. Таким образом, расчёт ИК излучения от горячих деталей двигателя и сопла ДУ ЛА является основной в задаче расчёта полного ИК излучения ЛА.

1.5. Постановка задачи и обоснование выбора методики расчёта

В диссертации разрабатывается алгоритм и программа расчета индикатрисы сложного ИК - источника излучения. В качестве сложного источника ИК - излучения рассматривается двигатель ЛА.

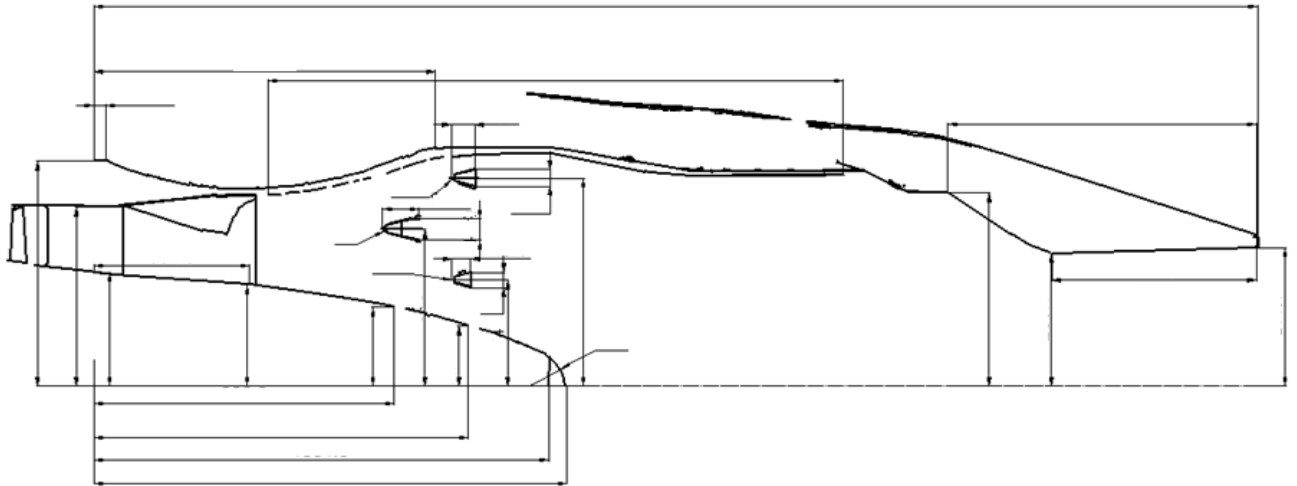


Рис. 1.5.1 Продольный разрез на режиме ОКР. Схематично.

Ввиду того, что ДУ представляет собой сложную геометрическую фигуру и измерение физических величин в момент работы двигателя предоставляет собой сложную техническую задачу, в расчёте принимается ряд упрощений:

1. При определении распространения луча от излучающего элемента до полусферы суммирования, ограничивающие участки поверхность сопла разбивались на ряд геометрических элементов (фигур), заданных в расчёте в виде математических уравнений. В расчёте определялась точка пересечения исходящего или отражённого луча с этими элементами до попадания его в полусферу суммирования.
2. В исходных данных значения температуры и степени черноты отдельных элементов поверхности сопла принимались постоянными.
3. Излучение, испускаемое и поглощаемое струей выхлопных

газов, не учитывается, равно, как не учитывается наличие газа внутри сопла.

4. Отражающей считается ближайшая к источнику излучения поверхность, пересекающая распространение луча, с углом между лучом и нормалью к поверхности излучения менее 90^0 . При этом она полностью преграждает распространение всего луча и отражает его в случайном направлении.

5. В исходных данных для расчёта не учитывались незначительные элементы (более сложные и мелкие детали сопла стабилизаторы, завихрители и др.).

Внутренняя поверхность сопла ДУ ЛА моделируется совокупностью геометрических фигур: гиперболоид, цилиндр, конус (рис. 1.5.2).

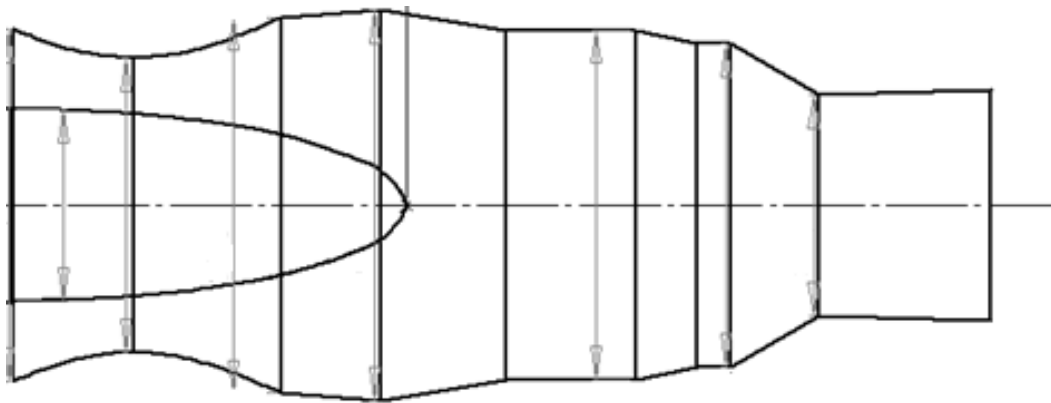


Рис. 1.5.2 Математическая модель сопла.

1.6. Расчёт прямого излучения элементов внутренней поверхности ДУ ЛА

1.6.1. Используемый алгоритм расчёта

Принимая во внимание тот факт, что излучение внутри ДУ может испытывать отражение (и неоднократное), использование метода Монте-Карло является целесообразным по сравнению с другими существующими методами расчета.

Суть метода заключается в том, что для микроэлемента излучающей поверхности случайным образом задается направление луча, выходящего из центра этого микроэлемента. Считается, что вся энергия излучения микроэлемента или (ячейки) распространяется в указанном случайном направлении. После чего рассматривается распространение луча, до выхода его из сопла или до пересечения его с другими поверхностями ДУ. При пересечении луча с другой поверхностью ДУ рассчитываются координаты точки пересечения, и определяется новое случайное направление отраженного луча (в виду отсутствия зеркального отражения). Энергия отраженного луча уменьшается в зависимости от коэффициента отражения поверхности. При выходе луча из сопла, определяются координаты пересечения его с условной, разбитой на площадки, полусферой. Поток лучистой энергии, приходящейся на указанные площадки полусферы, запоминается и в случае попадания лучей в область одной площадки - суммируется. Таким образом, определяется пространственное распределение излучения ДУ или индикатриса излучения.

Поверхность сопла представляет собой совокупность геометрических поверхностей вращения типа конуса (C , $C2$, $C4$, $C5$), цилиндра ($C1$, $C3$) гиперболы ($C6$, $C7$). Поверхность кока можно представить в виде эллипсоида K . Лопатки турбины при вращении

образуют условную поверхность в виде кольца T (рис. 2.1) В таблице 1 приведены основные характеристики этих поверхностей – начальный и конечный радиус, координаты начала и конца поверхности по оси Z , температура и степень черноты.

Таблица 1.1.
Основные характеристики поверхностей.

№ поверхности, тип	Температура C^0	Степень черноты α	Радиус		Координата Z	
			Rmin	Rmax	Z_{\min}	Z_{\max}
С конус	780	0.5	0.38	0.5	0	-0.54
С1 цилиндр	800	0.5	0.38	0.38	-0.54	-0.78
С2 параболоид	800	0.5	0.38	0.5	-0.78	-1.12
С3 цилиндр	850	0.5	0.5	0.5	-1.12	-1.79
С4 параболоид	870	0.5	0.4	0.5	-1.79	-2.25
С5 цилиндр	900	0.5	0.5	0.5	-2.25	-2.45
К круг	900	0.5	0.12	0.12	-1.8	-1.8
К1 эллипсоид	900	0.5	0.12	0.18	-1.8	-2.25
К2 гиперболоид	930	0.5	0.18	0.22	-2.25	-2.39
К3 цилиндр	950	0.5	0.22	0.22	-2.39	-2.45
Т кольцо	1000	0.5	0.22	0.4	-2.45	-2.45

При расчёте теплового излучения, идущего от ДУ, в качестве основной принимается прямоугольная система координат X, Y, Z с центром в точке пересечения оси симметрии ДУ и плоскости среза сопла. Ось Z совпадает с осью симметрии ДУ и направлена в сторону противоположную движению ЛА. Плоскость, образованная пересечением осей координат X, Y , совпадает с плоскостью среза сопла (рис. 1.6.1).

В основной системе координат (СК) производятся все расчеты, связанные с определением точек пересечения лучей от излучающих элементов с ограничивающими их распространение поверхностями.

При наличии у ЛА двух ДУ, строится общая сферическая СК (L, θ_j, φ_i) с центром, смещенным на расстояние Yd по оси Y основной СК,

$2 \times Yd$ – расстояние между осями ДУ. Пространственное распределение излучение от каждой ДУ пересчитывается в общую сферическую СК.

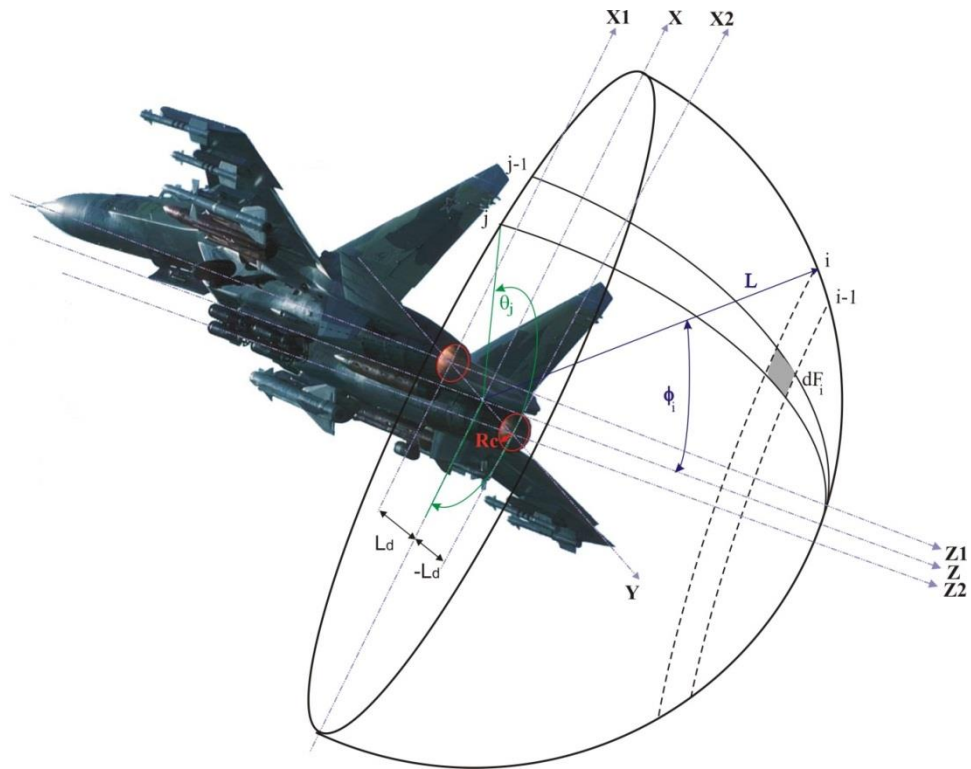


Рис. 1.6.1 Расположение СК.

Полусфера образуется вращением ее радиуса L вокруг азимутального угла θ_j , и зенитного угла φ_i . Величина азимутального угла лежит в пределах $0^\circ \leq \theta_j \leq 360^\circ$. Значение зенитного угла φ_i отсчитывается от оси Z (0°) до плоскости среза сопла (90°). Величина шага j изменения угла θ_j и величина шага i изменения угла φ_i задаются в начальных условиях (НУ) в виде множества $j=1..j_{max}$ и $i=1..i_{max}$.

$$\varphi_i = 90^\circ \times i / i_{max}, \quad \theta_j = 360^\circ \times j / j_{max}. \quad (1.6.1)$$

Вращение зенитного угла φ_i по азимуту в пределах ($0^\circ \leq \theta_j \leq 360^\circ$) даст на полусфере условную параллель i (рис. 1.6.1). Аналогично вращение

азимутального угла θ_j по зенитному углу φ_i образует на полусфере условный меридиан j .

Две идущие подряд параллели образованные изменением угла φ_i и пересекающие их два проходящие подряд меридиана образованных изменением угла θ_j вырезают на полусфере площадь $dF_{i,j}$ (рис. 1.6.1).

Площадь $dF_{i,j}$ равна:

$$dF_{i,j} = L^2 \times \pi \times 2 \times (\cos(\varphi_{i-1,j}) - \cos(\varphi_{i,j})) / j_{max}. \quad (1.6.2)$$

Сферическая СК (L, θ_j, φ_i) с центром, совпадающим с центром основной прямоугольной СК, необходима для определения пространственного распределения теплового излучения ДУ.

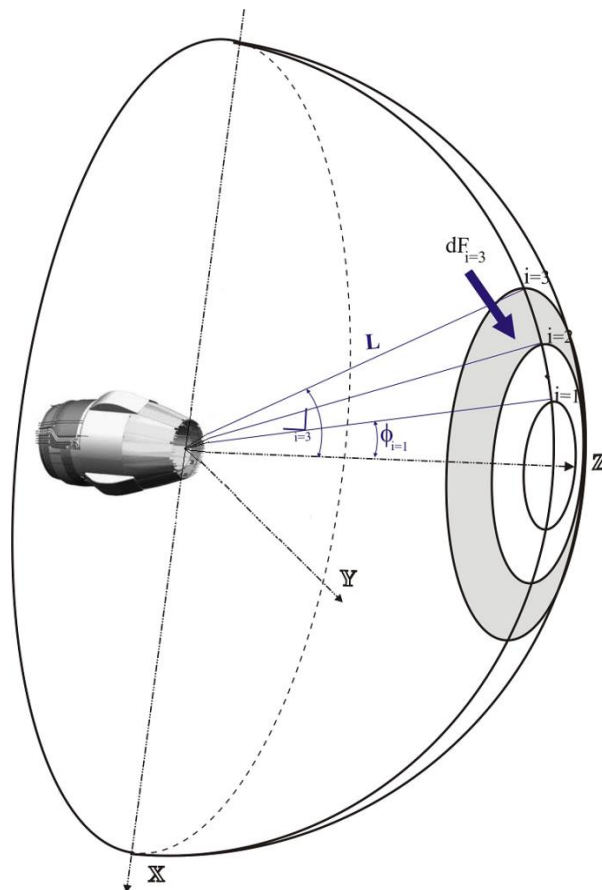


Рис. 1.6.2. Расположение СК.

В случае ЛА с одной ДУ, строится сферическая СК (L, θ_j, φ_i) с центром, совпадающим с центром основной прямоугольной СК и расчет можно проводить для всего кольца образованного на полусфере изменением угла φ_i , ввиду осевой симметрии внутренних излучающих поверхностей ДУ исключив из вычислений угол θ_j . Такой подход существенно упрощает расчет.

1.6.2. Определение основных исходных данных, необходимых для расчёта прямого излучения поверхности сопла

В начале каждого этапа, поверхность излучения разбивается на ряд элементарных излучающих площадок.

Внутренняя поверхность сопла ДУ, представляющая собой перечисленные выше геометрические поверхности вращения, разбивается на ряд элементарных излучающих площадок (рис. 1.6.3):

по длине окружности на $m=1..m_{max}$, например, в виде изменения полярного угла $\theta_{c_m}=360^0 m/m_{max}$, в пределах от 0^0 до 360^0 ;

по длине на $n=1..n_{max}$.

Пересечение этих элементов образует ряд ячеек: $dS_n, dS, dS2_n, dS3, dS4_n, dS5_n, dS6_n, dS7_n$.

Координаты $Z...c_{min}$ и $Z...c_{max}$ в местах изменения типа геометрических поверхностей вращения по оси Z заданы в Таблице 1 (рис. 1.6.3).

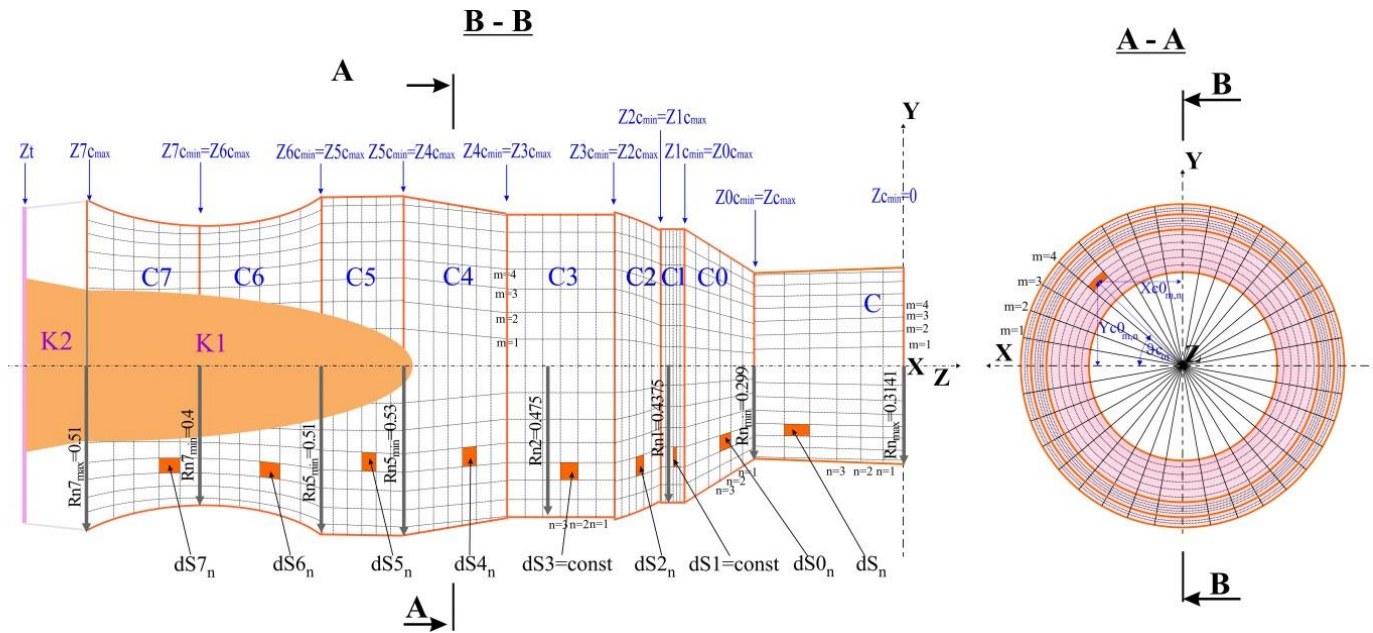


Рис. 1.6.3. Элементарные излучающие площадки сопла ДУ.

Далее в основной СК центры ячеек рассчитываются по формулам:

(В формулах под «...» подразумевается номер соответствующей фигуры)

- Для цилиндрических поверхностей (C1, C3)

$$X_{c\dots m,n} = Rn\dots \times \cos [(\theta_{c_m} + \theta_{c_{m-1}}) / 2],$$

$$Y_{c\dots m,n} = Rn\dots \times \sin[(\theta_{c_m} + \theta_{c_{m-1}}) / 2], \quad (1.6.3)$$

$$Z_{c\dots n} = Z\dots c_{min} + (Z\dots c_{max} - Z\dots c_{min}) \times (n_{max-0.5}) / n_{max},$$

где $Rn\dots$ - радиус соответствующей цилиндрической поверхности ($Rn1$ или $Rn3$).

Площадь ячеек $dS\dots$ равна:

$$dS\dots = (2 \times \pi \times Rn\dots / m_{max}) \times (Z\dots c_{min} - Z\dots c_{max} / n_{max}), \quad (1.6.4)$$

для каждой цилиндрической поверхности - $dS\dots = const$.

- Для поверхности C, C5 имеющей вид прямого

(расширяющегося в сторону увеличения оси Z) усеченного конуса -

$$\begin{aligned}
 Zc_{\dots n} &= Z \dots c_{min} + (Z \dots c_{max} - Z \dots c_{min}) \times (n_{max-0.5}) / n_{max} \\
 Xc_{\dots m,n} &= [(Rn_{\dots max} - Rn_{\dots min}) \times (Z \dots c_n - Z \dots c_{max}) / \\
 &/ (Z \dots c_{min} - Z \dots c_{max}) + Rn_{\dots min}] \times \cos [(\theta c_m + \theta c_{m-1}) / 2] \\
 Yc_{\dots m,n} &= [(Rn_{\dots max} - Rn_{\dots min}) \times (Z \dots c_n - Z \dots c_{max}) / \\
 &/ (Z \dots c_{min} - Z \dots c_{max}) + Rn_{\dots min}] \times \sin [(\theta c_m + \theta c_{m-1}) / 2] \\
 & \text{(для } m=0, \theta c_m = 0)
 \end{aligned} \tag{1.6.5}$$

• Для поверхности $C2, C4$ имеющей вид обратного (расширяющегося в сторону уменьшения оси Z) усеченного конуса -

$$\begin{aligned}
 Xc_{\dots m,n} &= [(Rn_{\dots max} - Rn_{\dots min}) \times (Z \dots c_{min} - Z \dots c_n) / \\
 &/ (Z \dots c_{min} - Z \dots c_{max}) + Rn_{\dots min}] \times \cos [(\theta c_m + \theta c_{m-1}) / 2] \\
 Yc_{\dots m,n} &= [(Rn_{\dots max} - Rn_{\dots min}) \times (Z \dots c_{min} - Z \dots c_n) / \\
 &/ (Z \dots c_{min} - Z \dots c_{max}) + Rn_{\dots min}] \times \sin [(\theta c_m + \theta c_{m-1}) / 2]
 \end{aligned} \tag{1.6.6}$$

Площадь dSn равна:

$$\begin{aligned}
 dS_{\dots m,n} &= \left[2 \times \pi \times \left((Xc_{\dots 1,n})^2 + (Yc_{\dots 1,n})^2 \right)^{0.5} \right] / (m_{max} \times n_{max}) \times \\
 & \left[(Rn_{\dots max} - Rn_{\dots min})^2 \times (Z \dots c_{max} - Z \dots c_{min})^2 \right]^{0.5}
 \end{aligned} \tag{1.6.7}$$

• Для поверхностей $C6, C7$ представляющих собой гиперболу вращения

$$\begin{aligned}
Zc_{\dots n} &= Z_{\dots c_{\min}} + (Z_{\dots c_{\max}} - Z_{\dots c_{\min}}) \times (n_{\max} - 0.5) / n_{\max} \\
Xc_{\dots m, n} &= \left(1 + (Zc_{\dots n} - Zc_{\dots \max})^2 / bgip^2\right)^{0.5} \times agip \times \\
&\times \cos(\theta c_{m1} + \theta c_{m-1}) / 2) \\
Yc_{\dots m, n} &= \left(1 + (Zc_{\dots n} - Zc_{\dots \max})^2 / bgip^2\right)^{0.5} \times agip \times \\
&\sin(\theta c_{m1} + \theta c_{m-1}) / 2)
\end{aligned} \tag{1.6.8}$$

где $bgip$, $agip$ - заданные в таблице 1 параметры гиперболы.

Площадь ячеек dS_n равна:

$$\begin{aligned}
dS_n &= \frac{2\pi}{m_{\max}} \cdot \int_{Zc_{\dots n-1}}^{Zc_{\dots n}} \sqrt{\frac{x^2}{bgip^2} + 1} \times \\
&\times agip \left[\sqrt{1 + \left[\frac{d}{dx} \left[agip \sqrt{\frac{x^2}{bgip^2} + 1} \right] \right]^2} \right] dx,
\end{aligned} \tag{1.6.9}$$

где

$$Zc_{g \dots n} = Zc_{g \dots n-1} + (Z_{\dots c_{\max}} - Z_{\dots c_{\min}}) / n_{\max}, Zc_{g \dots 0} = 0, \tag{1.6.10}$$

координаты элементов n по оси Z параболоида.

1.6.3 Алгоритм расчёта прямого излучения элементов сопла ДУ

1) Для всех излучающих поверхностей внутренней поверхности ДУ ЛА поочередно выбираются все ячейки и, по приведенным ранее формулам, рассчитывается их площадь и прямоугольные координаты центров ячеек в основной СК. Интенсивность излучения ячейки (энергия луча) равна:

$$dQ_{\dots n} = \alpha \sigma T c_{\dots}^4 dS_{\dots n}, \tag{1.6.10}$$

где $dS_{\dots n}$ - площадь ячейки сопла (m^2), $T c_{\dots}$ - температура элементов сопла

(K), $\alpha \dots$ - степень черноты элементов сопла, $\sigma = 5,668 \times 10^{-8}$ – постоянная Стефана-Больцмана ($Вт/(м^2 K^4)$).

2) Задаются координаты на поверхности полусферы радиуса ρ . Надо отметить, что в распределении излучения по закону Ламберта вероятность излучения элементарной площадки во всех направлениях одинакова. Видимость самой площадки определяется косинусом угла между нормалью к площадке и направлением на наблюдателя. Получается так называемое распределение излучения по косинусу угла. Решается обратная задача: вероятность излучения площадки в данном направлении изменяется по косинусу угла между нормалью и направлением на наблюдателя, а энергия луча одинакова. Таким образом, получается такое же распределение излучения по косинусу.

Распределение вероятности направления луча определяется путем задания локальных координат $XO1_{m,n}$, $YO1_{m,n}$, $ZO1_{m,n}$ вершины единичного вектора (длиной ρ), направленного из центра ячейки, в полусферу радиуса ρ .

Т.е. в заданных координатах центра каждой элементарной площадки рассматривается своя локальная прямоугольная система координат с одной осью направленной по нормали к поверхности и двумя перпендикулярными осями направленными по касательной к поверхности. В этой системе координат и рассчитываются координаты $XO1_{m,n}$, $YO1_{m,n}$, $ZO1_{m,n}$ путем задания двух углов (азимутального $0 \leq \theta_{r,m,n} \leq 2 \times \pi$ и зенитного $0 \leq \beta_{m,n} \leq \pi$ угла) вектора направления длиной ρ .

Вероятность распределения луча по азимутальному углу $\theta_{r,m,n}$:

$$\theta_{r,m,n} = 2\pi \text{rnd}(1), \quad (1.6.11)$$

Где, $\text{rnd}(1)$ - набор универсальных случайных чисел от 0 до 1.

Вероятность распределения луча по зенитному углу $\beta_{m,n}$

$$\begin{aligned}
 \sin \beta_{m,n} &= (rnd(1))^{0.5} \\
 Y01_{m,n} &= \rho \sin(\beta_{m,n}) \sin(\theta r_{m,n}) = \rho (rnd(1))^{0.5} \sin(2\pi rnd(1)) \\
 Z01_{m,n} &= \rho \sin(\beta_{m,n}) \cos(\theta r_{m,n}) = \rho (rnd(1))^{0.5} \cos(2\pi rnd(1)) \cdot \\
 X01_{m,n} &= \rho^2 + Y01_{m,n}^2 + Z01_{m,n}^2)^{0.5}
 \end{aligned} \tag{1.6.12}$$

Значения локальных координат в основной СК для элементов сопла вычисляется по формулам:

- Для цилиндрических поверхностей ($C1, C3$) –

$$\begin{aligned}
 Z \dots c_{m,n} &= Zc \dots_{m,n} + Z01_{m,n} \\
 X \dots c_{m,n} &= X01_{m,n} \times \cos [(\theta c_m + \theta c_{m-1}) / 2] - Y01_{m,n} \times \\
 &\sin [(\theta c_m + \theta c_{m-1}) / 2] + Xc \dots_{m,n} \\
 Y \dots c_{m,n} &= X01_{m,n} \times \sin [(\theta c_m + \theta c_{m-1}) / 2] + Y01_{m,n} \times \\
 &\cos [(\theta c_m + \theta c_{m-1}) / 2] + Yc \dots_{m,n}
 \end{aligned} \tag{1.6.13}$$

- Для конических поверхностей ($C, C2, C4, C5$) –

Определяем косинус угла θk наклона образующей конуса к оси Z

$$\begin{aligned}
 \cos \theta k \dots &= (Z \dots c_{min} - Z \dots c_{max}) / [(Rn \dots_{max} - Rn \dots_{min})^2 + \\
 &(Z \dots c_{min} - Z \dots c_{max})^2]^{0.5} \\
 \sin \theta k \dots &= (1 - \cos \theta k \dots)^{0.5} \\
 X \dots c_{m,n} &= -[X01_{m,n} \times \cos((\theta c_m + \theta c_{m-1}) / 2)] \times \cos \theta k \dots - Y01_{m,n} \times \\
 &\cos[90 - (\theta c_m + \theta c_{m-1}) / 2] + Z01_{m,n} \times \sin \theta k \dots \times \\
 &\cos[(\theta c_m + \theta c_{m-1}) / 2] + Xc \dots_{m,n} \\
 Y \dots c_{m,n} &= -X01_{m,n} \times \cos \theta k \dots \times \cos[90 - (\theta c_m + \theta c_{m-1}) / 2] + Y01_{m,n} \times \\
 &\cos[(\theta c_m + \theta c_{m-1}) / 2] + Z01_{m,n} \times \sin \theta k \dots \times \\
 &\cos[90 - (\theta c_m + \theta c_{m-1}) / 2] + Yc \dots_{m,n} \cdot \\
 Z \dots c_{m,n} &= X01_{m,n} \times \sin \theta k \dots + Z01_{m,n} \times \cos \theta k \dots + Zc \dots_n
 \end{aligned} \tag{1.6.14}$$

Проверяем правильность вычислений можно по формуле расстояния между двумя точками в прямоугольной системе координат т.е.:

$$[(X\tilde{n}\dots m,n - X\dots\tilde{m},n)^2 + (Y\tilde{n}\dots m,n - Y\dots\tilde{m},n)^2 + (Z\tilde{n}\dots n - Z\dots\tilde{m},n)^2]^{0.5} = \rho. \quad (1.6.15)$$

3) Определяется пространственное распределение прямого излучения в сферической СК.

а) Рассчитываются координаты $Xr\dots m,n$, $Yr\dots m,n$, $Zr\dots m,n$ пересечения луча со сферой (а в конечном итоге с задней полусферой) для элементов сопла путем совместного решения уравнений луча и радиуса L сферы:

$$\frac{Xrc_{m,n} - Xc\dots m,n}{X\dots c_{m,n} - Xc\dots m,n} = \frac{Yrc_{m,n} - Yc\dots m,n}{Y\dots c_{m,n} - Yc\dots m,n} = \frac{Zrc_{m,n} - Zc\dots n}{Z\dots c_{m,n} - Zc\dots n} \quad (1.6.16)$$

$$Xrc_{m,n}^2 + Yrc_{m,n}^2 + Zrc_{m,n}^2 = L^2$$

Уравнения лучше решать относительно $Zr\dots m,n$, т.к. при решении получившихся квадратных уравнений получается два корня $Zr\dots m,n$ и лишний легко отбросить путем их сравнения.

$$Zr\dots 1_{m,n} = \left(-B + (4 \times A \times C)^{0.5} \right) / 2 \times A$$

$$Zr\dots 2_{m,n} = \left(-B - (4 \times A \times C)^{0.5} \right) / 2 \times A \quad (1.6.17)$$

$$Zr\dots m,n = Zr\dots 1_{m,n} = \left(-B + (4 \times A \times C)^{0.5} \right) / 2 \times A$$

Т.к. большее значение этой координаты соответствует нужному направлению (для сопла возможно излучение только в заднюю полусферу т.е. в сторону увеличения координаты Z).

б) для учета затенения поверхностью сопла, прямого излучения от элементарных ячеек $DU \, dS\dots n$ в заднюю полусферу, необходимо определить координаты точки $X3_{m,n}$, $Y3_{m,n}$, $Z3=0$ пересечения луча с плоскостью среза сопла.

$$\frac{XZ_{m,n} - X_{...m,n}}{Xr_{...m,n} - X_{...m,n}} = \frac{YZ_{m,n} - Y_{...m,n}}{Yr_{...m,n} - Y_{...m,n}} = \frac{0 - Z_{...n}}{Zr_{...m,n} - Z_{...n}}. \quad (1.6.18)$$

Задача решается путем решения уравнения прямой (луча), заданной с помощью координат двух точек (центра ячейки и задней полусферы):

Если расстояние от точки пересечения луча среза сопла меньше радиуса сопла, т.е. $XZ_{m,n}^2 + YZ_{m,n}^2 < Rc^2$ то луч вышел за пределы сопла и для него выполняется следующая процедура с)

с) по полученным прямоугольным координатам $Xr_{...m,n}$, $Yr_{...m,n}$, $Zr_{...m,n}$ точки пересечения луча с задней полусферой определяются значения углов сферических координат лучей вышедших за пределы сопла:

$$\varphi_{rc...m,n} = \arccos(Zr_{...m,n} / L). \quad (1.6.18)$$

d) Определяем поток энергии для фигур сопла в пределах шага зенитного угла φ_i , путем сравнения выше перечисленных углов $\varphi_{r...m,n}$ координат $Xr_{...m,n}$, $Yr_{...m,n}$, $Zr_{...m,n}$ лучей на заданной полусфере и суммирования энергий этих лучей:

$$Q_{...i} = \sum_{n=1}^{n_{\max}} \sum_{m=1}^{m_{\max}} \text{if} \left[\varphi_{i-1} \leq (\varphi_{rc...m,n}) \leq \varphi_i, dQ_{...n}, 0 \right]. \quad (1.6.19)$$

e) Рассчитываем суммарную мощность потока ИК излучения ДУ в единице телесного угла (Вт/Стерadian) для всех фигур сопла:

$$Esi = (Q0_i + Q1_i + \dots + Q_{...i}) \times L^2 / dF_i. \quad (1.6.18)$$

1.7. Результаты числительных экспериментов моделирования прямого излучения внутренней поверхности ДУ

1.7.1. Описание программы расчёта Thermal Radiation прямого излучения двигательной установки летательного аппарата

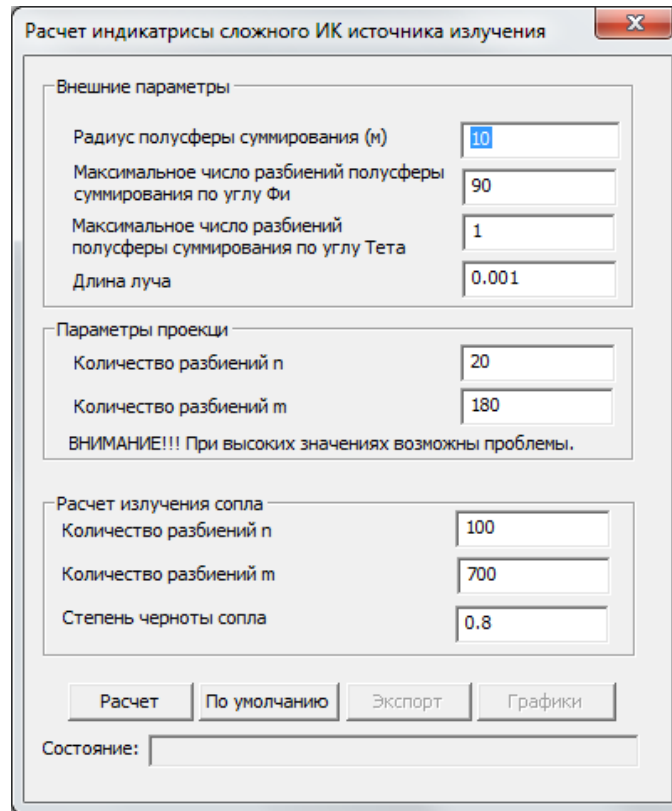


Рис. 1.7.1. Главное окно программы.

При вызове программы открывается главное окно (рис. 1.7.1). Для начала работы следует ввести необходимые параметры, разделенные на группы:

1. Внешние параметры

- радиус полусферы суммирования (м) (10 – по умолчанию);
- максимальное число разбиений полусферы суммирования по углу φ (90 – по умолчанию);
- максимальное число разбиений полусферы суммирования по углу θ (1 – по умолчанию);
- длину луча (0.001 – по умолчанию).

2. Параметры расчета излучения сопла

- количество разбиений n (100 – по умолчанию)
- количество разбиений m (700 – по умолчанию)
- коэффициент черноты сопла (0.5 – по умолчанию)

Все вышеперечисленные параметры при вызове программы задаются по умолчанию, их значения выводятся в главном окне (рис. 1.7.1). При нажатии кнопки «По умолчанию» все параметры принимают изначальные значения.

Для запуска программы необходимо нажать кнопку «Расчет». В отдельных окнах рисуются график потока энергии излучения сопла (рис. 1.7.3), мощности потока ИК излучения ДУ в единице телесного угла (рис. 1.7.4). Данные графики выводятся вместе с параметрами, для которых они были построены. Также для наглядности выводится схематичное изображение сопла с визуализацией разбиения на элементарные площадки (рис. 1.7.2).

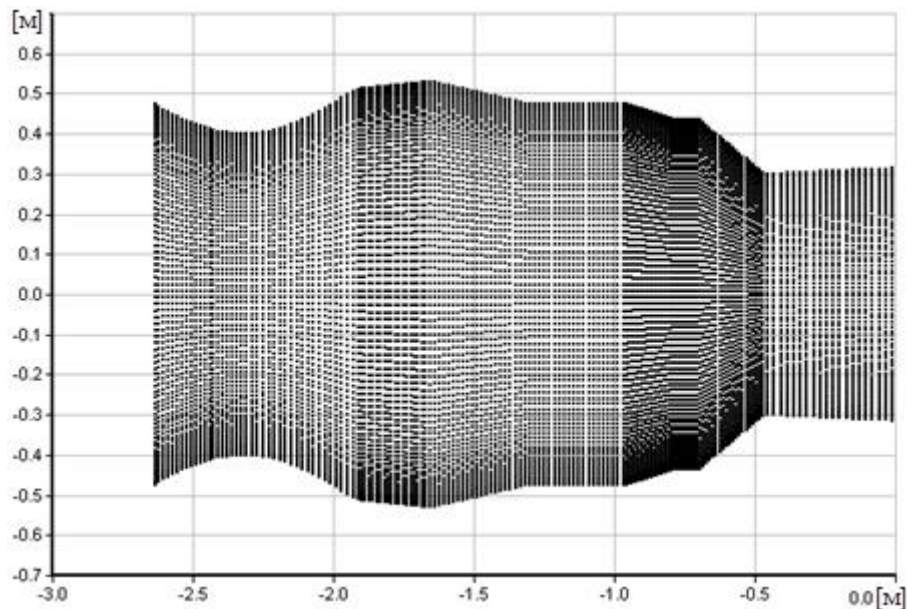


Рис. 1.7.2. Схематичное изображение сопла с визуализацией разбиения на элементарные площадки.

Схематичное построение фигур ДУ происходит по отдельно задаваемым параметрам проекции. Сделано это для того, чтобы на

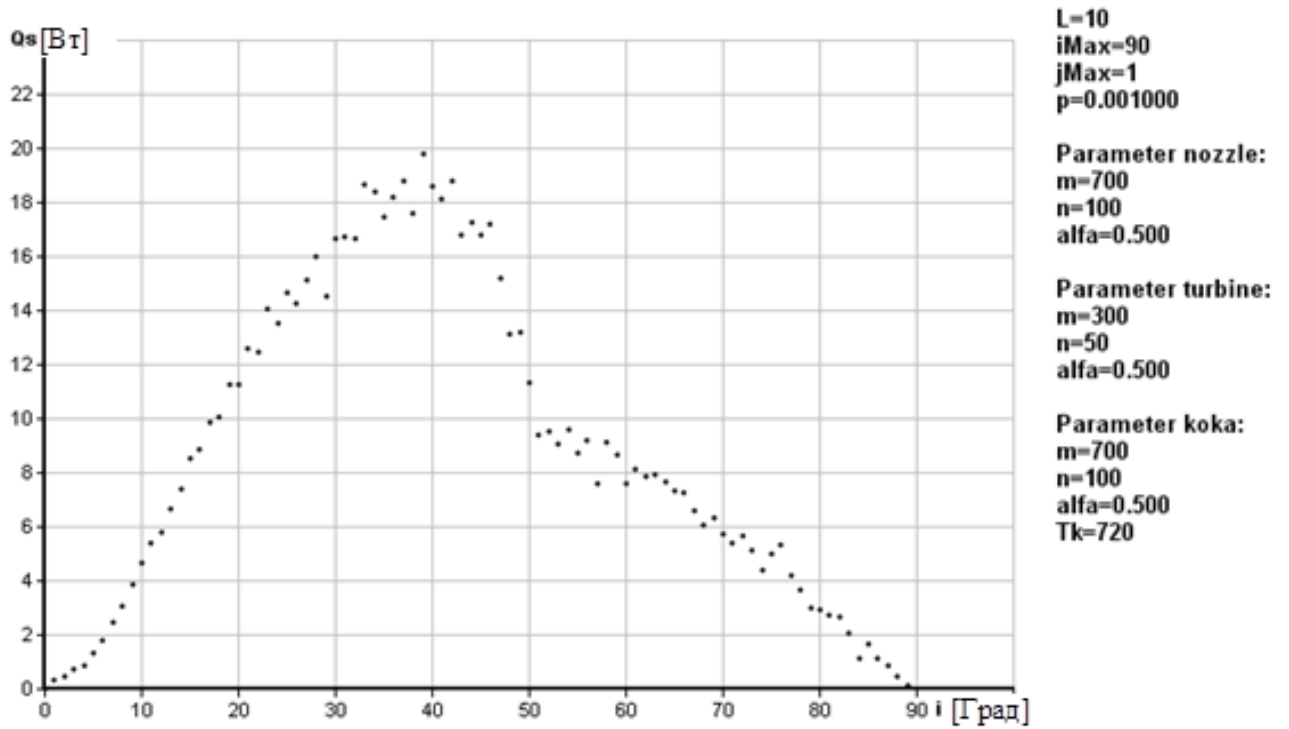


Рис. 1.7.3. График потока энергии сопла ДУ.

больших значениях рисунок не заливался чёрным цветом.

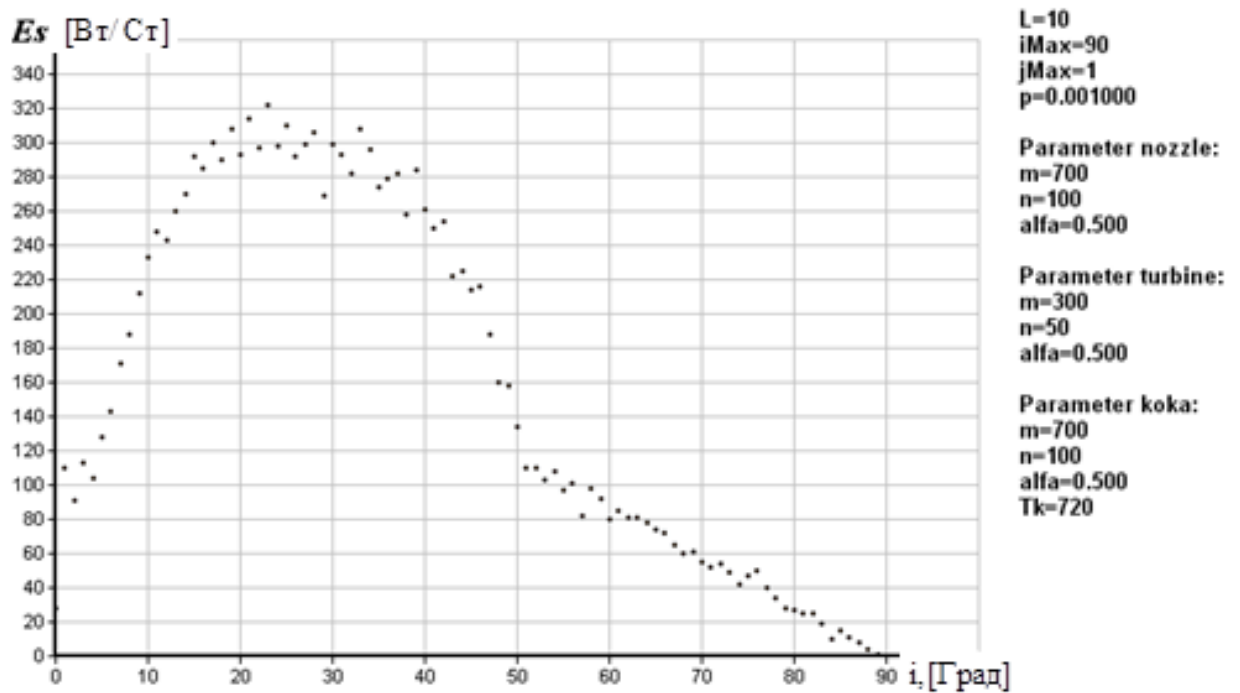


Рис. 1.7.4. Мощность потока ИК излучения сопла ДУ в единице телесного угла.

1.7.2. Результаты численных экспериментов моделирования прямого излучения внутренней поверхности сопла в различных режимах и конфигурациях.

Для проведения численных экспериментов заданы следующие конфигурации сопла:

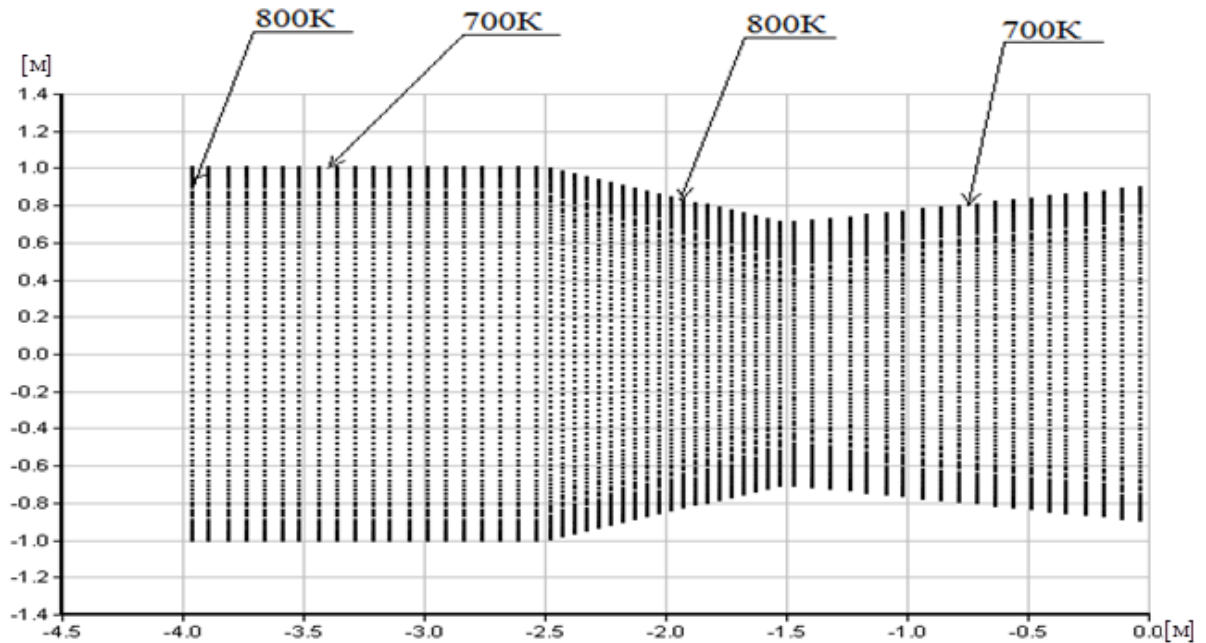


Рис. 1.7.5. Конфигурация расчётной модели ДУ ЛА с указанием размеров и температур.

Исходные данные:

- степень черноты всех элементов 0.8;
- температура:
 1. всех излучающих элементов 800 К;
 2. распределена согласно рисунку 1.7.5;
- геометрия представлена на рисунке 1.7.5 (точками).

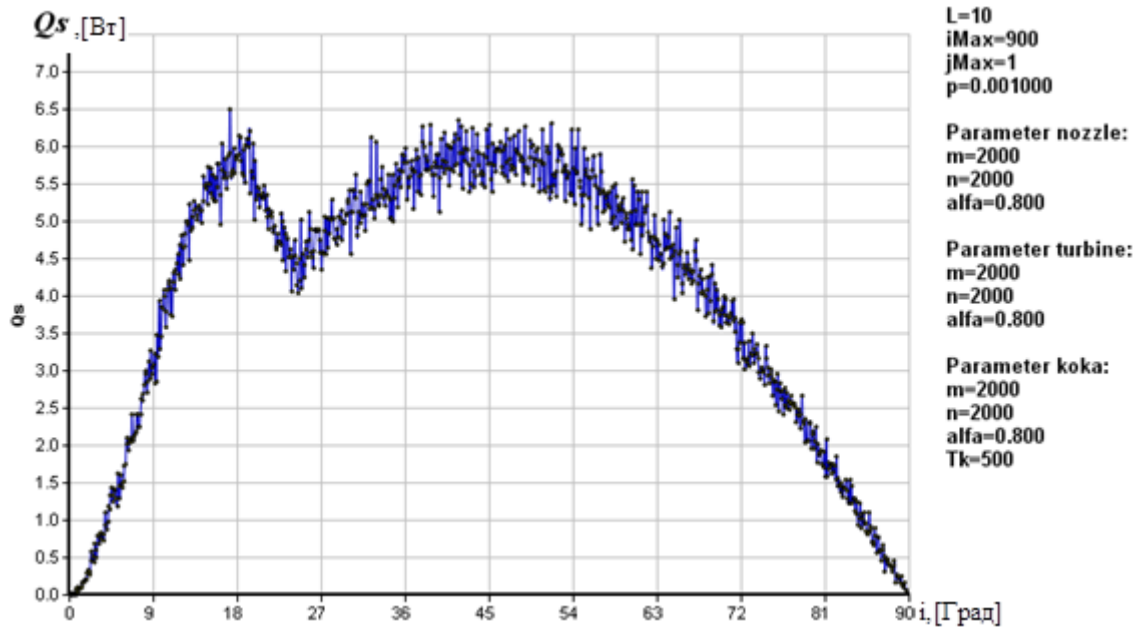


Рис. 1.7.6. График потока энергии сопла ДУ в заданных параметрах расчёта.

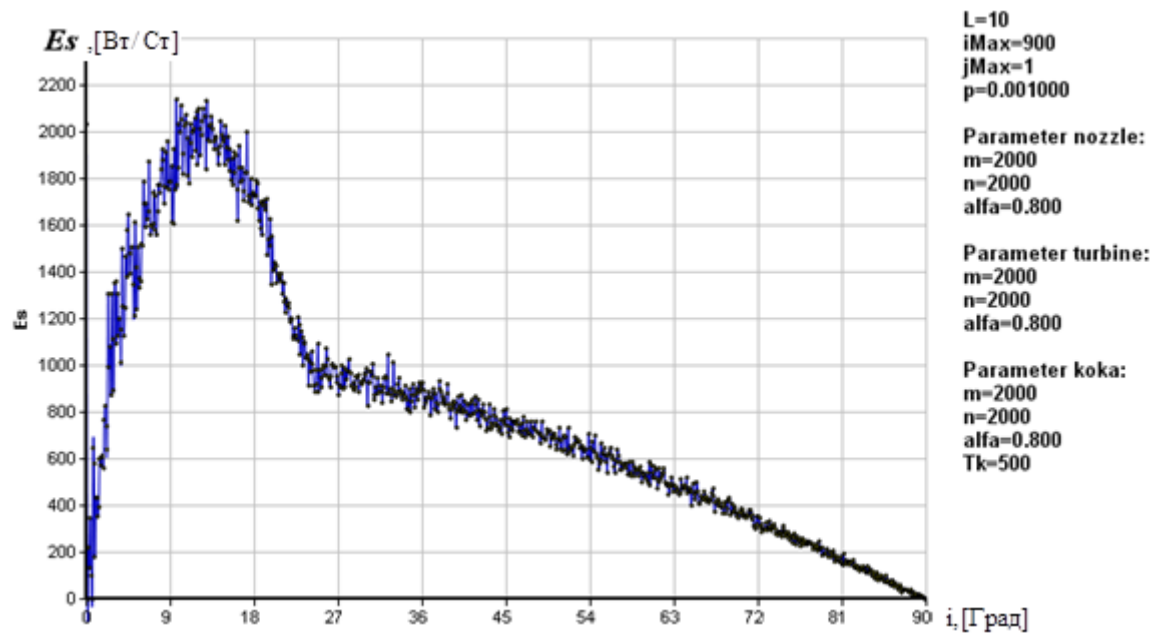


Рис. 1.7.7. Мощность потока ИК излучения сопла ДУ в единице телесного угла в заданных параметрах расчёта.

Также проведены численных эксперименты следующей конфигурации сопла:

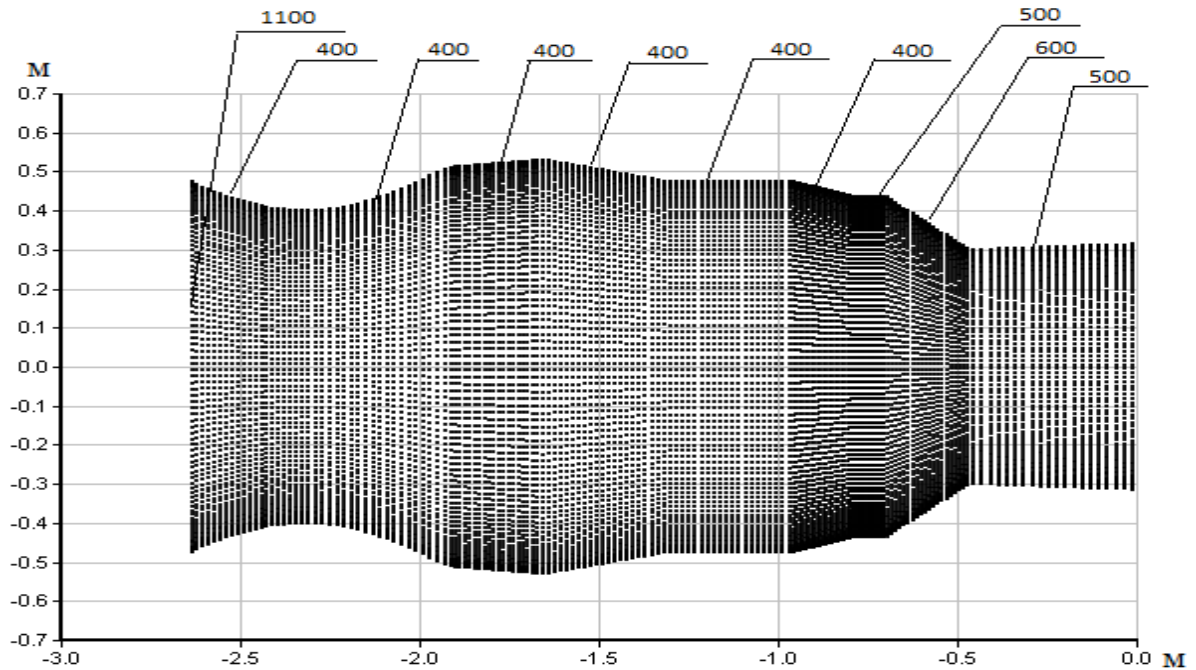


Рис. 1.7. 8. Конфигурация второй расчётной модели ДУ ЛА с указанием размеров и температур.

Исходные данные:

- степень черноты всех элементов 0.8;
- температура распределена согласно рисунку 1.7.18;
- геометрия представлена на рисунке 1.7.18 (точками).

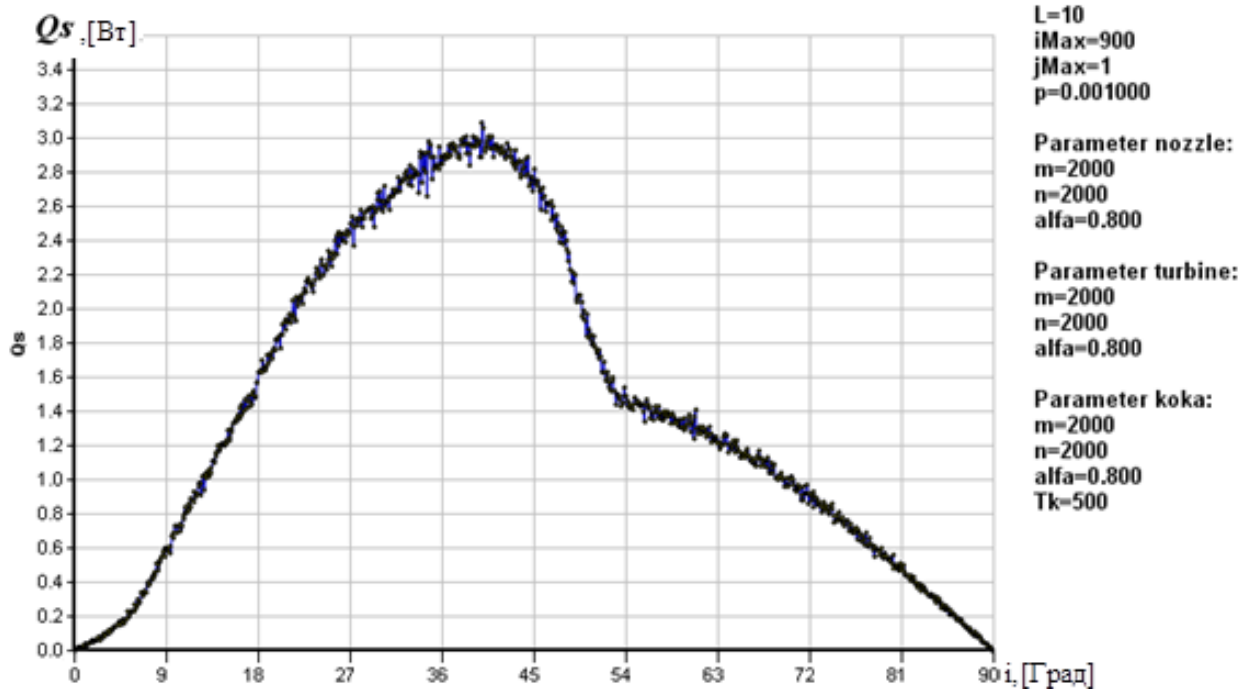


Рис. 1.7.9. График потока энергии сопла ДУ в заданных параметрах расчёта.

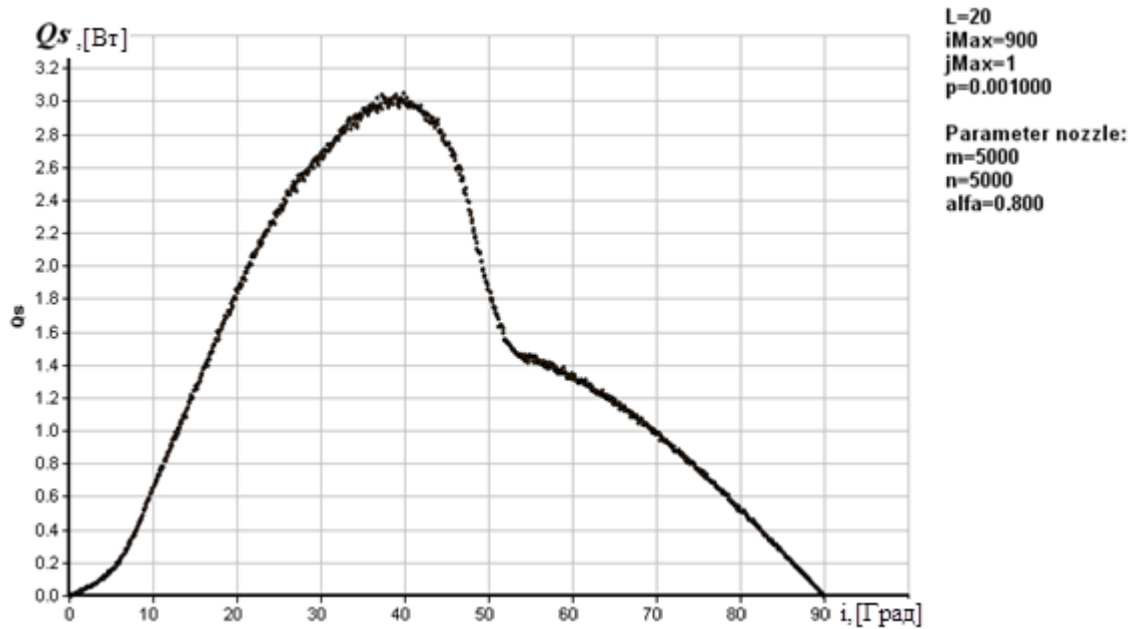


Рис. 1.7.10. График потока энергии сопла ДУ в заданных параметрах расчёта.

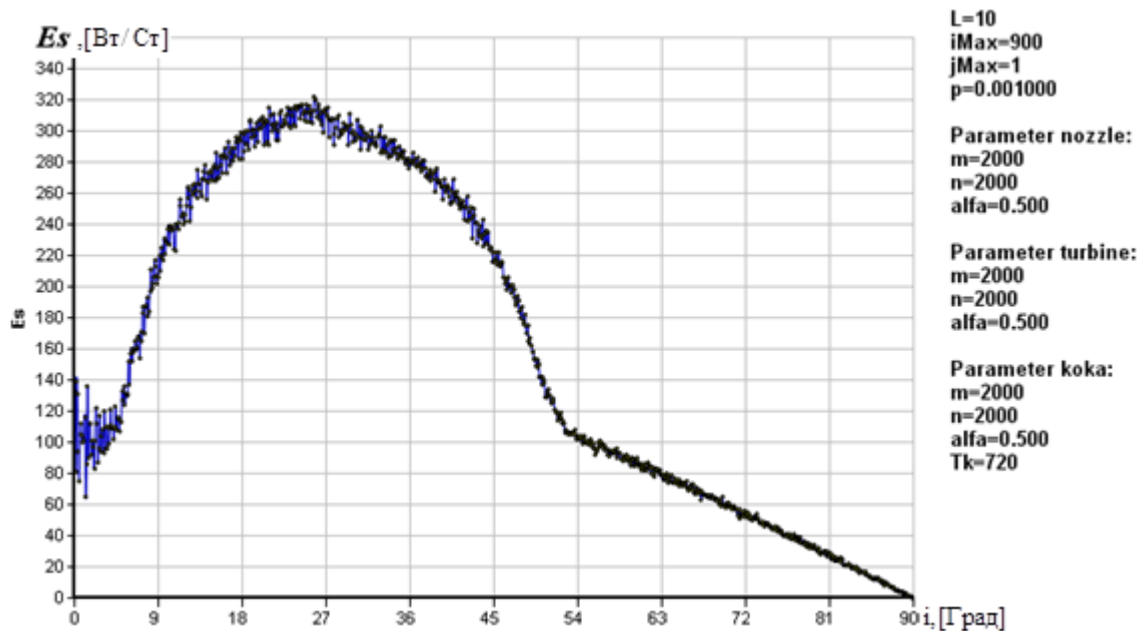


Рис. 1.7.11. Мощность потока ИК излучения сопла ДУ в единице телесного угла в заданных параметрах расчёта.

Общее излучение идёт от нескольких излучающих элементов, немаловажным из которых является внутренняя поверхность ДУ ЛА. Излучение сопла зависит в первую очередь теплофизических характеристик (температуры стенок, коэффициента излучения), а также от геометрической формы. Разработанная программа позволяет учитывать все вышеуказанные параметры, а также задавать произвольную геометрическую форму излучающей поверхности сопла.

Проведя анализ расчётов, проделанных в главе 1 диссертации можно сделать вывод о том, что уменьшение диаметра сопла в 2 раза, а также усложнении формы сопла снижает излучению более чем в 2 раза. Изменение коэффициента излучения изменяет величину потока ИК излучения сопла пропорционально. Уменьшение температуры излучающих поверхностей сопла наиболее эффективно снижает величину ИК излучения.

Проведены исследования подбора оптимальных параметров работы программы Thermal Radiation. Опытным путём определено, что

оптимальным разбиением на элементарные площадки является 5000 по азимутальному углу и 5000 по оси Z каждой элементарной геометрической фигуры. При увеличении параметров, закономерности графиков не становятся более наглядными, зато время расчётов увеличивается значительно (до 10 минут) на ЭВМ средней мощности. При уменьшении же параметров время работы вычислительной машины значительно снижается, но результаты расчётов требуют аппроксимации в заданной точности решения задачи.

Глава 2. Моделирование прямого излучения лучистой энергии элементов турбины и центрального эллипсоидного тела ДУ ЛА

2.1. Физическая и математическая модель задачи

2.1.1. Определение основных исходных данных, необходимых для расчёта прямого излучения поверхности кока

Поверхность кока, представляющая собой эллипсоид вращения - K (рис. 2.1) разбивается на ряд элементов таким же образом, как и поверхность сопла: по длине окружности на $m=1..m_{max}$ в виде изменения полярного угла $\theta_{k_m}=360^0 \times m/m_{max}$, в пределах от 0^0 до 360^0 и по длине на $n=1..n_{max}$. Получается ряд ячеек: dK_n , (рис. 2.1)

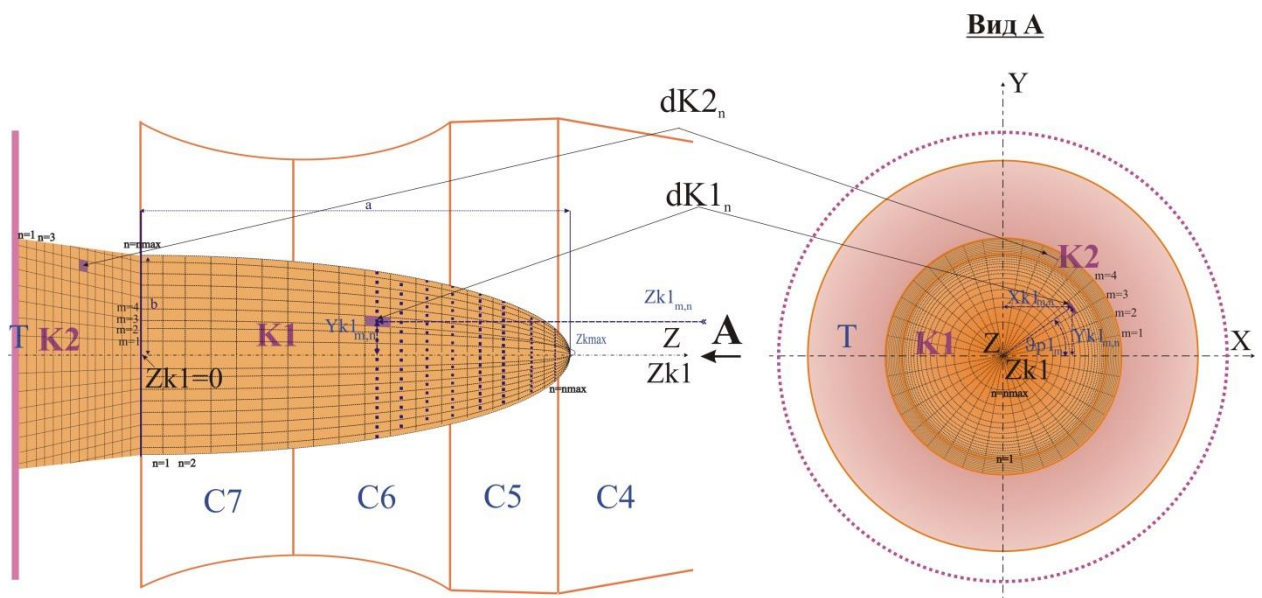


Рис. 2.1. Элементарные излучающие площадки кока ДУ.

Полярный угол центра ячейки равен:

$$\theta_{p1_m} = (360^0 \times m / m_{max} + 360^0 \times (m-1) / m_{max}) / 2. \quad (2.1.1)$$

Координаты центров ячеек кока для эллиптической поверхности $K1$ в основной СК равны:

$$\begin{aligned}
Xk_n &= Rne_n \times \cos[\theta p1_m] \\
Yk_n &= Rne_n \times \sin[\theta p1_m] \\
Zk_n &= Zk_{max} - (Zk_{max} - Zk_{min})(n - 0.5) / n_{max}
\end{aligned}
\tag{2.1.2}$$

где $Rne_n = b \times [1 - (Zk1_n/a)^2]^{0.5} = (Xk_n^2 + Yk_n^2)^{0.5}$ - расстояние от оси Z до точки $Xk_n, Yk_n, Zk1_n = [a - L_k + (L_k/2/n_{max}) + L_k \times (n-1)/n_{max}]$ - координаты центра элемента эллиптической поверхности кока $K1$ в собственной системе координат (оси X и Y и Z совпадают, только ось $Zk1$ имеет начало в точке пересечения осей симметрии $2a$ и $2b$ эллипсоида)

a - большая полуось эллипсоида вращения $K1$,

b - малая полуось эллипсоида вращения $K1$,

$L_k = |Zk_{max} - Zk_{min}|$ длина кока.

Площадь ячеек dK_n равна:

$$dK_n = (2 \times \pi / m_{max}) H \int_{Zk1_{n-1}}^{Zk1_n} b \cdot \sqrt{1 - \frac{x^2}{a^2}} \cdot \left[\sqrt{1 + \left[\frac{d}{dx} \left(b \cdot \sqrt{1 - \frac{x^2}{a^2}} \right) \right]^2} \right] dx, \tag{2.1.3}$$

где $Zk1_{nn} = (a - L_k) + L_k H_n / n_{max}$ - координаты элементов n по оси Z эллипсоида. $Zk1_{n0} = 0$.

Координаты центров ячеек кока для конической поверхности $K2$ в основной СК равны:

$$\begin{aligned}
Zk2_n &= Zk_{min} + (Zk_{max} - Zk_{min})(n - 0.5) / n_{max} \\
Yk2_{m,n} &= \left[(Rk2_{max} - Rk2_{min}) \frac{Zk_{min} - Zk_n}{Zk_{min} - Zk_{max}} + Rk2_{min} \right] \cos(\cos \theta p1_m) \cdot \\
Xk2_{m,n} &= \left[(Rk2_{max} - Rk2_{min}) \frac{Zk_{min} - Zk_n}{Zk_{min} - Zk_{max}} + Rk2_{min} \right] \sin(\cos \theta p1_m)
\end{aligned}
\tag{2.1.4}$$

Площадь ячеек конической части кока $dK2_n$ равна:

$$dK_{2n} = \left[2\pi \left((Xk_{2,1,n})^2 + (Yk_{2,1,n})^2 \right)^{0.5} \right] \left[(Rn_{\dots,max} - Rn_{\dots,min})^2 (Z2k_{min} - Z2k_{max})^2 \right]^{0.5}. \quad (2.1.5)$$

2.1.2. Определение основных исходных данных, необходимых для расчёта прямого излучения турбины

Лопатки турбины при вращении образуют условное круговое кольцо (рис 2.2). Для расчета излучения турбины поверхность кольца аналогично разбивается на ряд элементарных излучающих поверхностей dT_{n2} путем изменения полярного угла τ_{m2} в пределах от 0^0 до 360^0 с шагом $m2$ и радиуса Rt_{n2} в пределах $R_{min} \leq Rt_{n2} \leq R_{max}$ с шагом $n2$. Увеличение значения угла происходит аналогично увеличению азимутального угла сферической системы координат. Величина шага принимается в виде множества $m2=1..m2_{max}$ и $n2=1..n2_{max}$.

$$\tau_m = 360^0 \times m2 / m2_{max}. \quad (2.1.6)$$

Координаты центров излучающих ячеек элементов турбины в основной СК:

$$\begin{aligned} Xt_{m2,n2} &= (Rt_{n2} + Rt_{n2-1}) / 2 \times \cos [(\tau_{m2} + \tau_{m2-1}) / 2] \\ Yt_{m2,n2} &= (Rt_{n2} + Rt_{n2-1}) / 2 \times \sin [(\tau_{m2} + \tau_{m2-1}) / 2] . \\ Z_t &= const \end{aligned} \quad (2.1.7)$$

Площадь ячеек dT_n равна:

$$dT_{n2} = \pi \times \left[(Rtb_{n2})^2 - (Rtb_{n2-1})^2 \right] / m2_{max}. \quad (2.1.8)$$

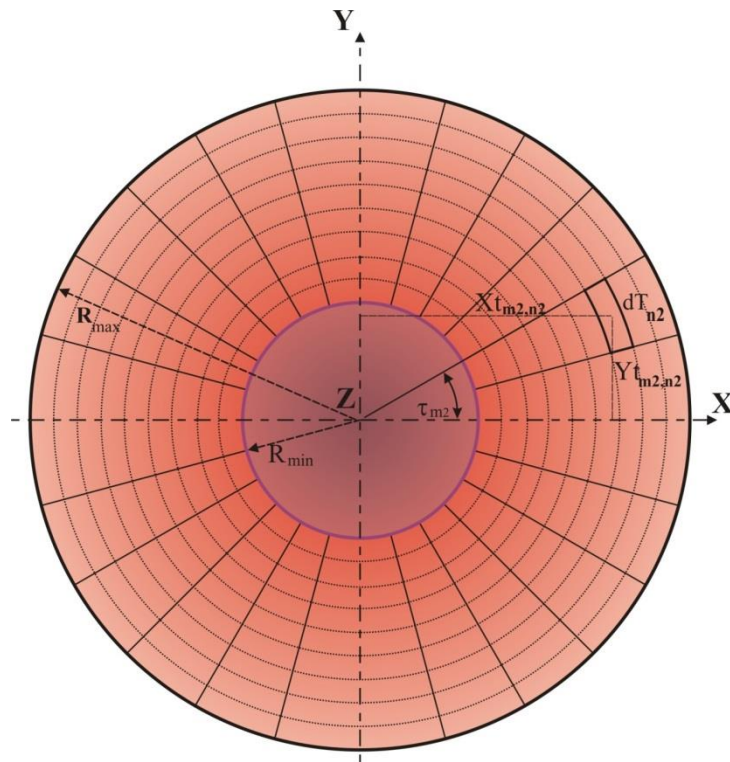


Рис. 2.2. Элементарные излучающие площадки турбины ДУ.

2.1.3. Алгоритм расчёта прямого излучения элементов ДУ

1) Для всех излучающих поверхностей ДУ поочередно выбираются все ячейки и по приведенным ранее формулам рассчитывается их площадь и прямоугольные координаты центров ячеек в основной СК. Интенсивность излучения ячейки (энергия луча) равна:

для элементов турбины

$$dQ_{t_{n2}} = at \times \sigma \times Tt^4 \times dT_{n2} . \quad (2.1.9)$$

для элементов центрального тела

$$\begin{aligned} dQ_{k1_n} &= \alpha k1 \times \sigma \times Tk1^4 \times dK1_n \\ dQ_{k2_n} &= \alpha k2 \times \sigma \times Tk2^4 \times dK2_n , \end{aligned} \quad (2.1.10)$$

где dT_{n2} , $dK_{...n}$ - площадь ячейки соответственно турбины и кока (m^2), Tt , $Tk_{...}$ - температура элементов турбины и кока (K), at , $ak_{...}$ - степень черноты элементов турбины и кока, $\sigma = 5,668 \times 10^{-8}$ - постоянная Стефана-

Больцмана ($Bm/(m^2 K^4)$).

2) координаты на поверхности полусферы радиуса ρ задаются аналогично тому, как это делается в Главе 1.

Распределение вероятности направления луча определяется путем задания локальных координат $XO_{1m,n}, YO_{1m,n}, ZO_{1m,n}$ вершины единичного вектора (длиной ρ), направленного из центра ячейки, в полусферу радиуса ρ . Значения локальных координат в основной СК для элементов турбины:

$$\begin{aligned} ZO_{m2,n2} &= Zt + ZO_{m2,n2} \\ XO_{m2,n2} &= Xt_{m2,n2} + XO_{m2,n2} \\ YO_{m2,n2} &= Yt_{m2,n2} + YO_{m2,n2} \end{aligned} \quad (2.1.10)$$

Значения локальных координат в основной СК для элементов кока:

- Для эллиптической поверхности Kl :

Определяем координаты точки $Xl_{m,n}, Yl_{m,n}, Zl_{m,n}$ нормали длиной D_n к серединам излучающих элементов поверхности Kl кока, решая совместно уравнения нормали к эллипсоиду и уравнение длины отрезка D_n в прямоугольной системе координат по двум точкам т.е.:

- уравнение нормали

$$(Xl_{m,n} - Xk_{m,n}) \frac{b^2}{Xk_{m,n}} = (Yl_{m,n} - Yk_{m,n}) \frac{b^2}{Yk_{m,n}} = (Zl_{m,n} - Zk_{1n}) \frac{b^2}{Zk_{1n}} ; \quad (2.1.11)$$

- уравнение длины

$$Dn^2 = (Xl_{m,n} - Xk_{m,n})^2 + (Yl_{m,n} - Yk_{m,n})^2 + (Zl_{m,n} - Zk_{1n})^2 . \quad (2.1.12)$$

Определяем точку $Znk_{m,n}$ пересечения нормали с осью Z и определяем косинус $\times \cos\theta k$ угла наклона нормали к оси Z :

$$\begin{aligned} Zk_{m,n} &= (Zk_n - Z1_{m,n} - Zk_{max}) \times (-Y1_{m,n}) / (Yk_{m,n} - Y1_{m,n}) + Z1_{m,n} + Zk_{max} \\ \cos\theta k_{m,n} &= (Zk_n - Zk_{m,n}) / (Xk_{m,n}^2 + Yk_{m,n}^2 + dZk_{m,n}^2)^{0.5} \end{aligned} \quad (2.1.13)$$

Синус угла θk наклона нормали к оси Z - $\sin\theta k_{m,n} = (1 - \cos\theta k_{m,n})^{0.5}$

Значения локальных координат в основной СК для эллиптической поверхности кока $K1$ равны:

$$\begin{aligned} X0k_{m,n} &= -XOk_{m,n} \cos\theta p1_m \cos\theta k_{m,n} - YOk_{m,n} \cos(90 - \theta p1_m) + ZOk_{m,n} \cos\theta p1_m \sin\theta k_{m,n} + Xk_{m,n} \\ Y0k_{m,n} &= -XOk_{m,n} \cos(90 - \theta p1_m) \cos\theta k_{m,n} - YOk_{m,n} \cos\theta p1_m + ZOk_{m,n} \cos(90 - \theta p1_m) \sin\theta k_{m,n} + Yk_{m,n} \\ Z0k_{m,n} &= XOk_{m,n} \times \sin\theta k_{m,n} + ZOk_{m,n} \times \cos\theta k_{m,n} + Zk_n \end{aligned} \quad (2.1.13)$$

Проверить правильность вычислений можно по формуле расстояния между двумя точками в прямоугольной системе координат т.е.:

$$\left[(X0k_{m,n} - XOk_{m,n})^2 + (Y0k_{m,n} - YOk_{m,n})^2 + (Z0k_{m,n} - Zk_n)^2 \right]^{0.5} = D_n \quad (2.1.14)$$

Значения локальных координат в основной СК для конической поверхности кока $K2$ равны:

Определяем косинус угла θk наклона образующей конуса к оси Z

$$\cos\theta k2 = [(Z2k_{min} - Z2k_{max})^2 + (Z2k_{max} - Z2k_{min})] / [(Rk2_{max} - Rk2_{min})^2 + (Z2k_{max} - Z2k_{min})^2]^{0.5} / (Z2k_{min} - Z2k_{max}) \quad (2.1.15)$$

Синус угла θk наклона образующей конуса к оси Z

$$\sin\theta k2 = (1 - \cos\theta k2)^{0.5} \quad (2.1.16)$$

Значения локальных координат в основной СК –

$$\begin{aligned} X2k_{m,n} &= -X01_{m,n} \cos\theta p1_m \cos\theta k2 - Y01_{m,n} \cos(90 - \theta p1_m) + Z01_{m,n} \cos\theta p1_m \sin\theta k2 + Xk2_{m,n} \\ Y2k_{m,n} &= -X0k_{m,n} \cos(90 - \theta p1_m) \cos\theta k2 + Y01_{m,n} \cos\theta p1_m + Z01_{m,n} \cos(90 - \theta p1_m) \sin\theta k2 + Yk2 \quad (2.1.17) \\ Z2k_{m,n} &= X01_{m,n} \sin\theta k2 + Z01_{m,n} \cos\theta k2 + Zk2_n \end{aligned}$$

Проверить правильность вычислений можно по формуле расстояния

между двумя точками в прямоугольной системе координат т.е.:

$$[(Xk_{2m,n} - X2k_{m,n})^2 + (Yk_{2m,n} - Y2k_{m,n})^2 + (Zk_{2n} - Z2k_{m,n})^2]^{0.5} = D_n. \quad (2.1.18)$$

3) Определяем пространственное распределение прямого излучения в сферической СК.

а) Рассчитываются координаты $Xr_{...m,n}$, $Yr_{...m,n}$, $Zr_{...m,n}$ пересечения луча со сферой (а в конечном итоге с задней полусферой) путем совместного решения уравнений луча и радиуса L сферы:

- для элементов турбины

$$\begin{aligned} (Xrt_{m,n} - Xt_{m,n}) / XO_{m2,n2} &= (Yrt_{m,n} - Yt_{m,n}) / YO_{m2,n2} = (Zrt_{m,n} - Zt) / ZO_{m2,n2}; \\ Xrt_{m,n}^2 + Yrt_{m,n}^2 + Zrt_{m,n}^2 &= L^2 \end{aligned} \quad (2.1.19)$$

- для элементов кока

$$\begin{aligned} (Xrk_{m,n} - Xk_{m,n}) / (XOc_{m,n} - Xk_{m,n}) &= (Yrk_{m,n} - Yk_{m,n}) / (YOk_{m,n} - Yk_{m,n}) = \\ &= (Zrk_{m,n} - Zk_n) / (ZOk_{m,n} - Zk_n) \quad . \\ Xrk_{m,n}^2 + Yrk_{m,n}^2 + Zrk_{m,n}^2 &= L^2 \end{aligned} \quad (2.1.20)$$

Уравнения лучше решать относительно $Zr_{...m,n}$, т.к. при решении получившихся квадратных уравнений получается два корня $Zr_{...m,n}$ и лишний легко отбросить путем их сравнения.

Т.к. большее значение этой координаты соответствует нужному направлению (для сопла возможно излучение только в заднюю полусферу т.е. в сторону увеличения координаты Z).

б) для учета затенения поверхностью сопла, прямого излучения от элементарных ячеек ДУ dT_{n2} , dK_n в заднюю полусферу, необходимо определить координаты точки $X3_{m,n}$, $Y3_{m,n}$, $Z3=0$ пересечения луча с плоскостью среза сопла.

$$\frac{X_{3_{m,n}} - X_{\dots m,n}}{X_{r_{\dots m,n}} - X_{\dots m,n}} = \frac{Y_{3_{m,n}} - Y_{\dots m,n}}{Y_{r_{\dots m,n}} - Y_{\dots m,n}} = \frac{0 - Z_{\dots n}}{Z_{r_{\dots m,n}} - Z_{\dots n}}. \quad (2.1.21)$$

Задача решается путем решения уравнения прямой (луча), заданной с помощью координат двух точек (центра ячейки и задней полусферы):

Если расстояние от точки пересечения луча среза сопла меньше радиуса сопла, т.е. $X_{3_{m,n}}^2 + Y_{3_{m,n}}^2 < Rc^2$ то луч вышел за пределы сопла и для него выполняется следующая процедура с)

с) по полученным прямоугольным координатам $X_{r_{\dots m,n}}$, $Y_{r_{\dots m,n}}$, $Z_{r_{\dots m,n}}$ точки пересечения луча с задней полусферой определяются значения углов сферических координат лучей, вышедших за пределы сопла:

- для турбины

$$\varphi_{rt_{m2,n2}} = \arccos(Z_{rt_{m2,n2}} / L); \quad (2.1.22)$$

- для кока

$$\varphi_{rk_{m,n}} = \arccos(Z_{rk_{m,n}} / L). \quad (2.1.23)$$

d) Определяем поток энергии в пределах шага зенитного угла φ_i , путем сравнения выше перечисленных углов $\varphi_{r_{\dots m,n}}$ координат $X_{r_{\dots m,n}}$, $Y_{r_{\dots m,n}}$, $Z_{r_{\dots m,n}}$ лучей на заданной полусфере и суммирования энергий этих лучей:

- для турбины

$$Qt_i = \sum_{n2=1}^{n2\max} \sum_{m2=1}^{m2\max} if \left[\phi_{i-1} \leq (\phi rt_{m2,n2}) \leq \phi_i, dQt_{n2}, 0 \right]; \quad (2.1.24)$$

- для кока

$$Qk_i = \sum_{n=1}^{n\max} \sum_{m=1}^{m\max} if \left[\phi_{i-1} \leq (\phi rk_{m,n}) \leq \phi_i, dQk_n, 0 \right]. \quad (2.1.25)$$

е) Рассчитываем мощность потока ИК излучения ДУ в единице телесного угла (Вт/Стерadian)

- для турбины

$$Et_i = (Qt_i) \times L^2 / dF_i; \quad (2.1.26)$$

- для кока

$$\begin{aligned} Ek1_i &= (Qk1_i) \times L^2 / dF_i \\ Ek2_i &= (Qk2_i) \times L^2 / dF_i \end{aligned} \quad (2.1.27)$$

Суммарная мощность теплового потока ДУ равна:

$$Esum_i = Es_i + Ek1_i + Ek2_i + Et_i. \quad (2.1.28)$$

2.2. Результаты числительных экспериментов по моделированию прямого излучения турбины и кока ДУ

2.2.1. Описание программы расчёта Thermal Radiation прямого излучения турбины и кока ДУ ЛА

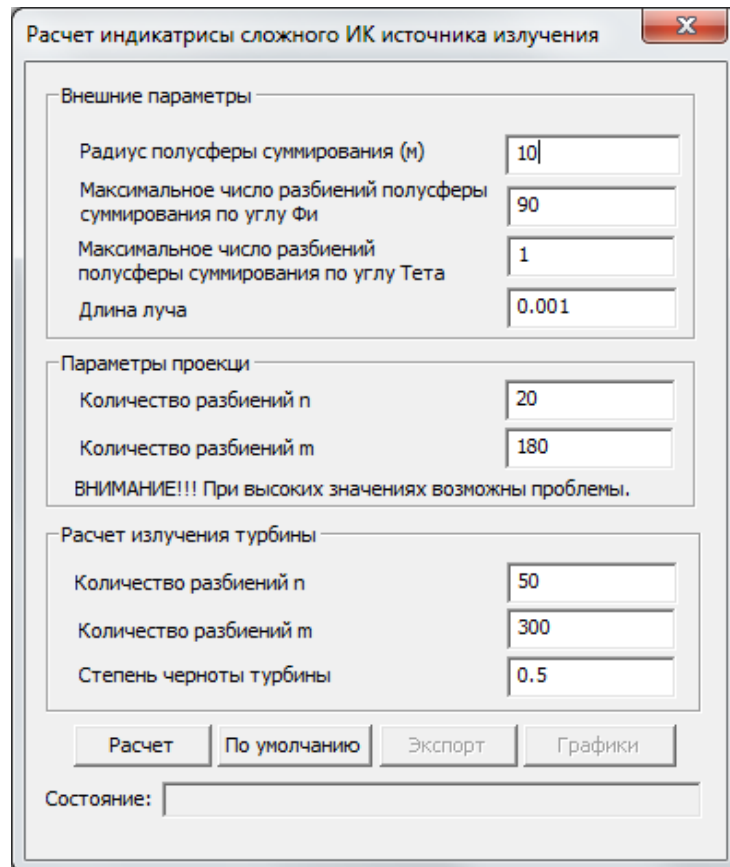


Рис. 2.2.1. Главное окно программы расчёта индикатрисы турбины ДУ.

При вызове программы открывается главное окно (рис. 2.2.1). Для начала работы следует ввести необходимые параметры, разделенные на группы, а именно:

1. Внешние параметры
 - радиус полусферы суммирования (м) (10 – по умолчанию);
 - максимальное число разбиений полусферы суммирования по углу φ (90 – по умолчанию);
 - максимальное число разбиений полусферы суммирования по углу θ (1 – по умолчанию);
 - длину луча (0.001 – по умолчанию).

2. Параметры расчета излучения турбины

- количество разбиений n (50 – по умолчанию)
- количество разбиений m (300 – по умолчанию)
- степень черноты турбины (0.5 – по умолчанию)

Все вышеперечисленные параметры при вызове программы задаются по умолчанию, их значения выводятся в главном окне (рис. 2.2.1). При нажатии кнопки «По умолчанию» все параметры принимают изначальные значения.

Для запуска программы необходимо нажать кнопку «Расчет». В отдельных окнах рисуются график потока энергии (рис. 2.2.5), мощности потока ИК излучения ДУ в единице телесного угла (рис. 2.2.6). Данные графики выводятся вместе с параметрами, для которых они были построены. Также для наглядности выводится схематичное изображение турбины с визуализацией разбиения на элементарные площадки (рис.2.2.2).

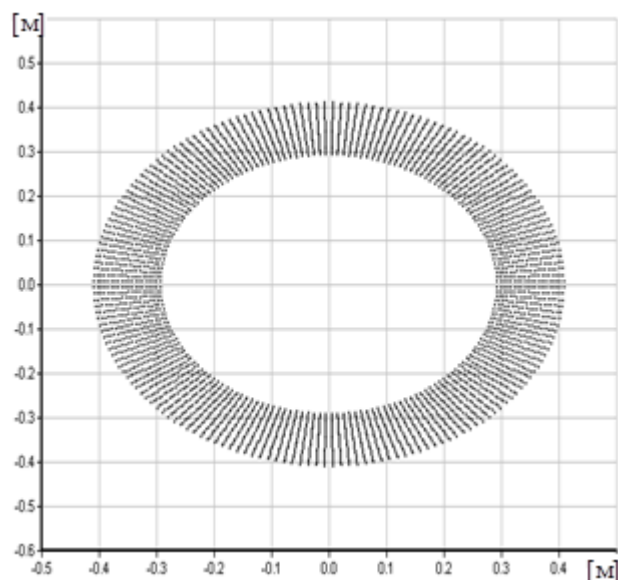


Рис. 2.2.2 Схематичное изображение турбины с визуализацией разбиения на элементарные площадки.

Расчет индикатрисы сложного ИК источника излучения

Внешние параметры

Радиус полусферы суммирования (м)	10
Максимальное число разбиений полусферы суммирования по углу φ	90
Максимальное число разбиений полусферы суммирования по углу θ	1
Длина луча	0.001

Параметры проекции

Количество разбиений n	20
Количество разбиений m	180

ВНИМАНИЕ!!! При высоких значениях возможны проблемы.

Расчет излучения центрального эллипсоида (кока)

Количество разбиений n	100
Количество разбиений m	700
Степень черноты кока	0.5
Температура	720

Расчет По умолчанию Экспорт Графики

Состояние:

Рис. 2.2.3. Главное окно программы расчёта кока ДУ.

Программа расчёта индикатрисы кока ДУ выглядит аналогично (рис. 2.2.3). Для начала работы следует ввести необходимые параметры, разделенные на группы:

1. Внешние параметры

- радиус полусферы суммирования (м) (10 – по умолчанию);
- максимальное число разбиений полусферы суммирования по углу φ (90 – по умолчанию);
- максимальное число разбиений полусферы суммирования по углу θ (1 – по умолчанию);
- длину луча (0.001 – по умолчанию).

2. Параметры расчета излучения центрального эллипсоида (кока)

- количество разбиений n (100 – по умолчанию)
- количество разбиений m (700 – по умолчанию)
- степень черноты кока (0.5 – по умолчанию)
- температура (720 – по умолчанию)

Для запуска программы необходимо нажать кнопку «Расчет». В отдельных окнах рисуются график потока энергии (рис. 2.2.7), мощности потока ИК излучения ДУ в единице телесного угла (рис. 2.2.8). Данные графики выводятся вместе с параметрами, для которых они были построены. Также для наглядности выводится схематичное изображение кока с визуализацией разбиения на элементарные площадки (рис.).

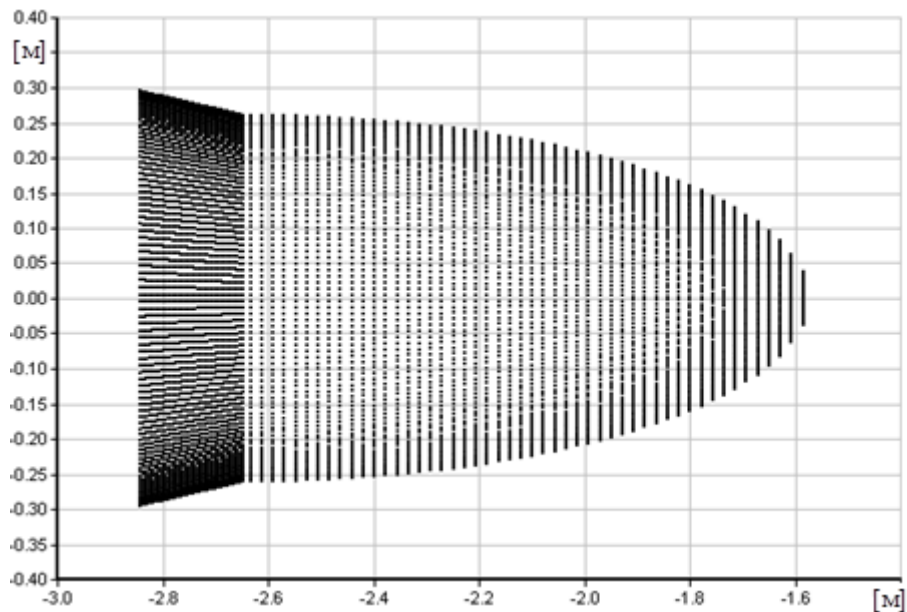


Рис. 2.2.4. Схематичное изображение кока с визуализацией разбиения на элементарные площадки.

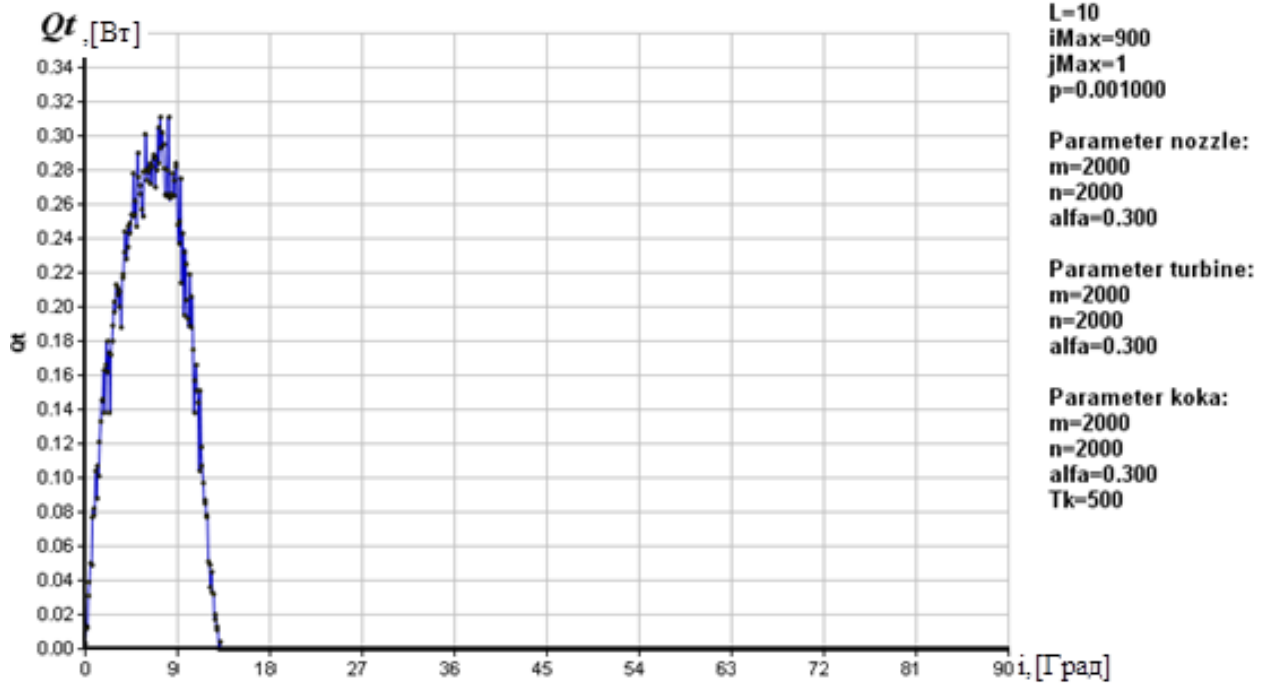


Рис. 2.2.5. График потока энергии турбины ДУ в заданных параметрах расчёта.

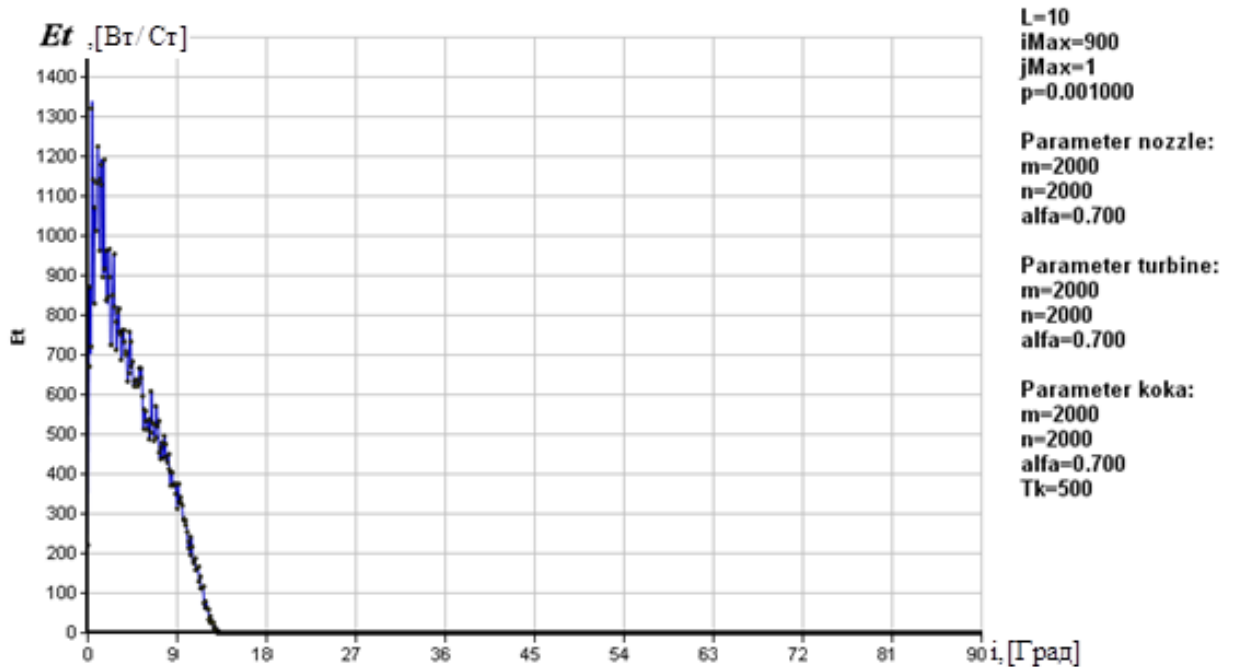


Рис. 2.2.6. Мощность потока ИК излучения турбины ДУ в единице телесного угла.

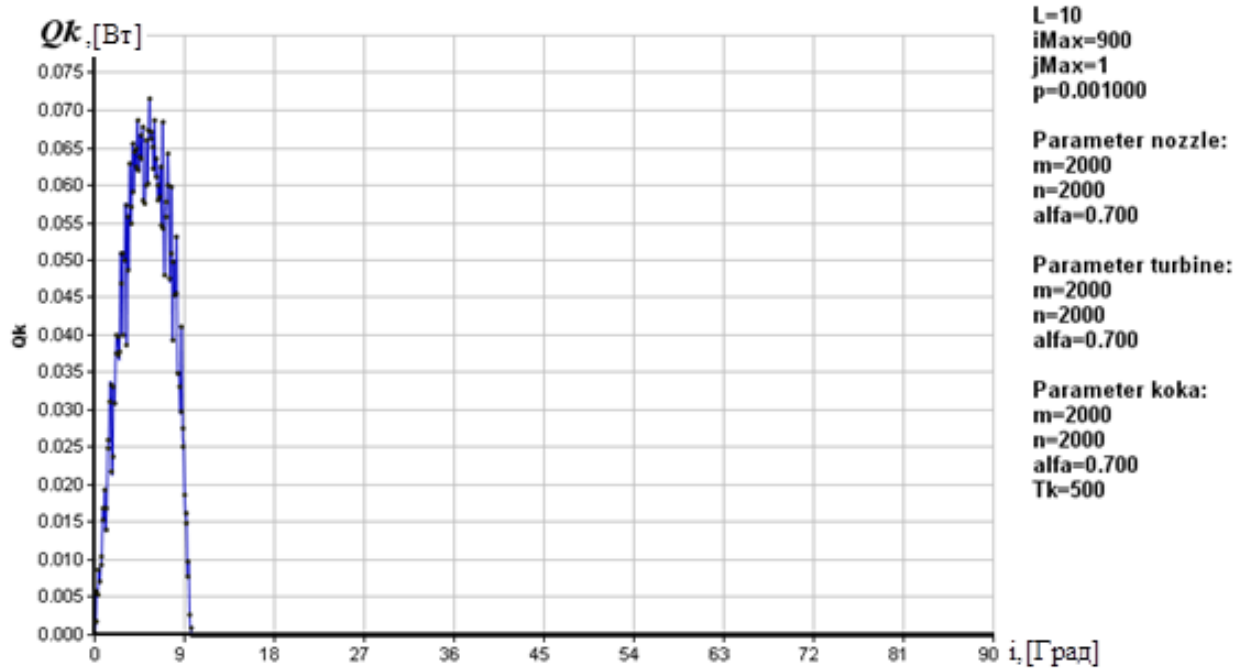


Рис. 2.2.7. График потока энергии кока ДУ в заданных параметрах расчёта.

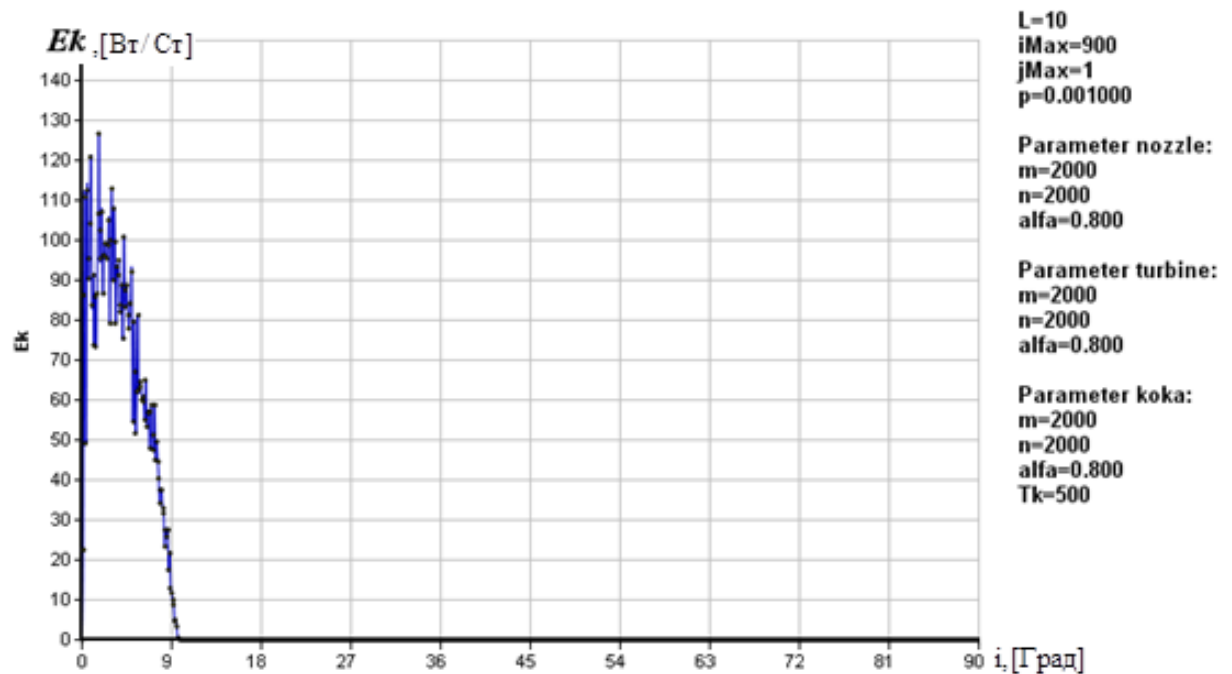


Рис. 2.2.8. Мощность потока ИК излучения кока ДУ в единице телесного угла.

2.2.2. Результаты численных экспериментов моделирования прямого излучения турбины и кока ДУ ЛА в различных режимах и конфигурациях сопла.

Для проведения численных экспериментов заданы следующие конфигурации турбины:

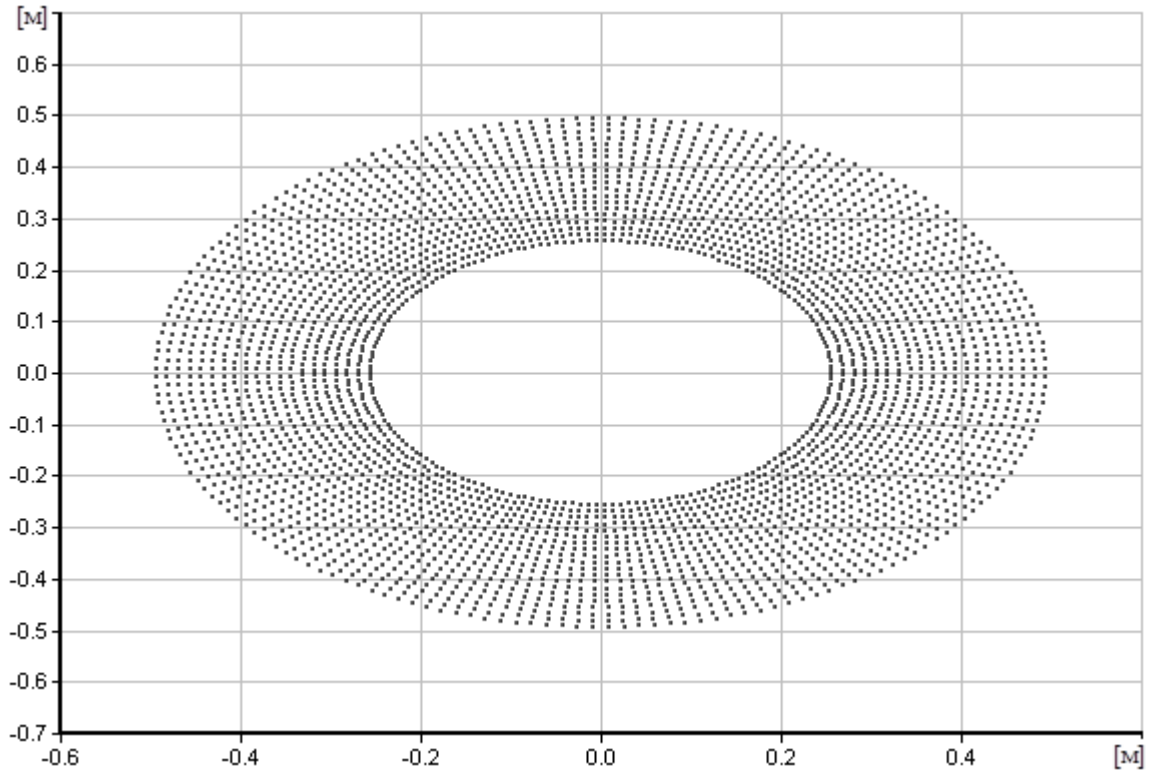


Рис. 2.2.9. Конфигурация расчётной модели турбины ДУ ЛА.

Исходные данные:

- степень черноты излучающих элементов турбины 0.3 (рис. 2.2.10), 0.7 (рис. 2.2.11), 0.8 (рис. 2.2.12);
- температура элементов турбины 800 К;
- геометрия представлена на рисунке 2.2.9 (точками).

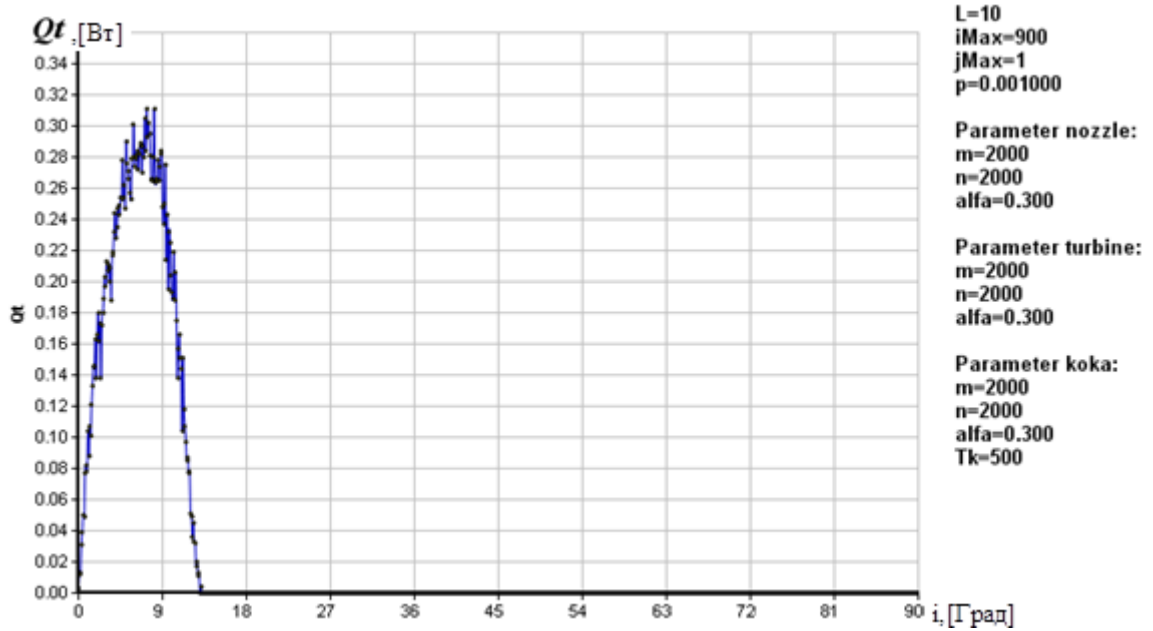


Рис. 2.2.10. График потока энергии турбины ДУ в заданных параметрах расчёта.

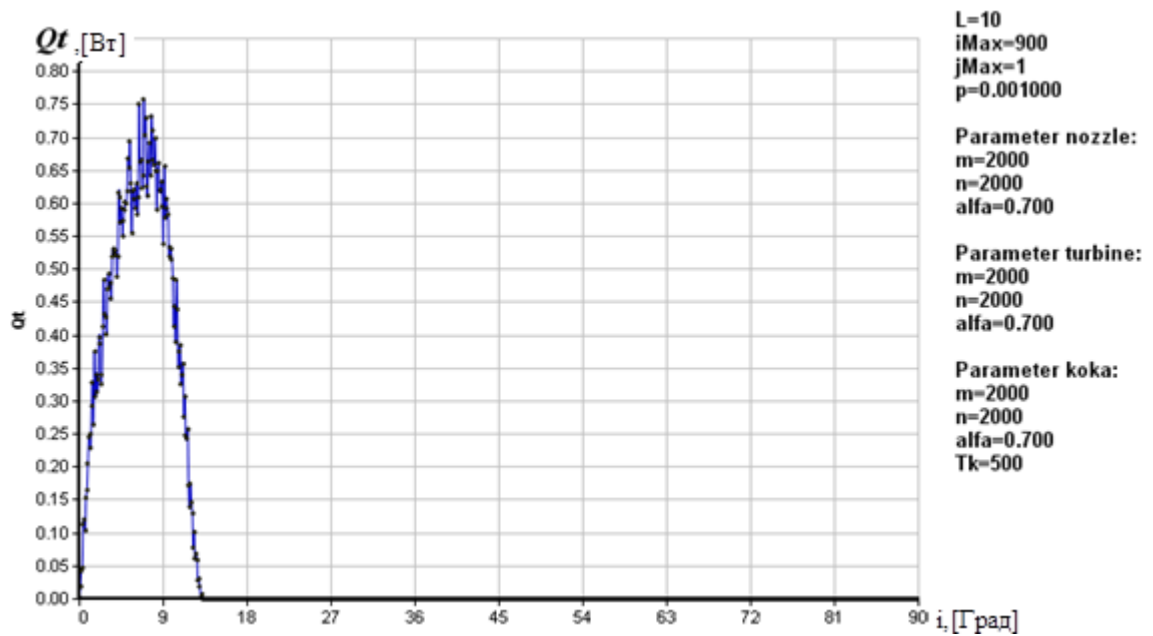


Рис. 2.2.11. График потока энергии турбины ДУ в заданных параметрах расчёта.

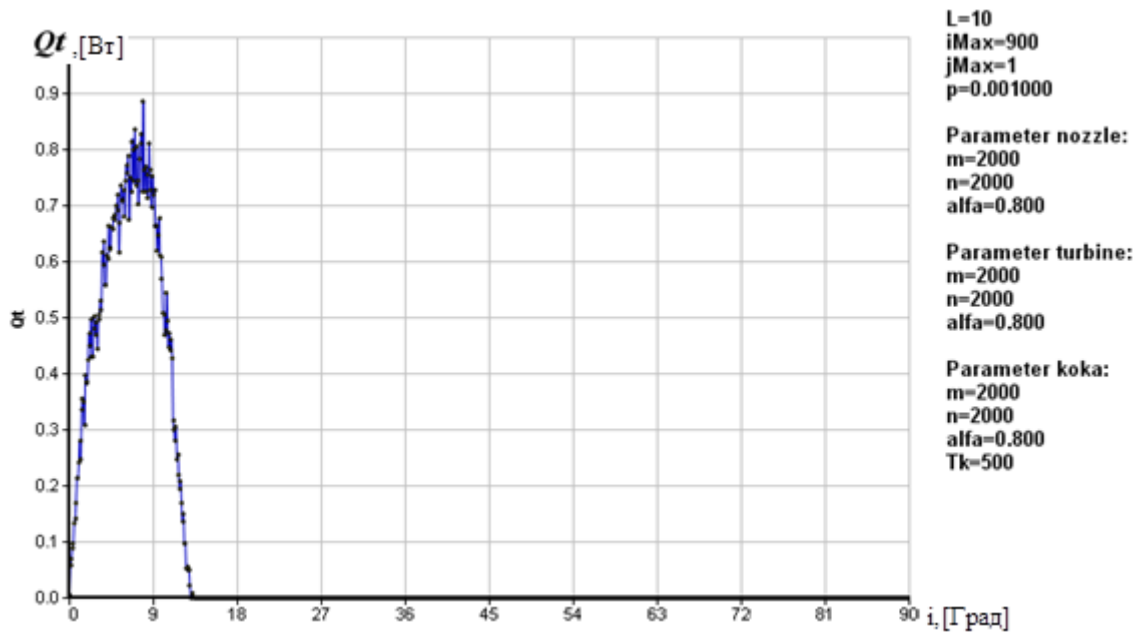


Рис. 2.2.12. График потока энергии турбины ДУ в заданных параметрах расчёта.

Также проведены численных эксперименты следующей конфигурации:

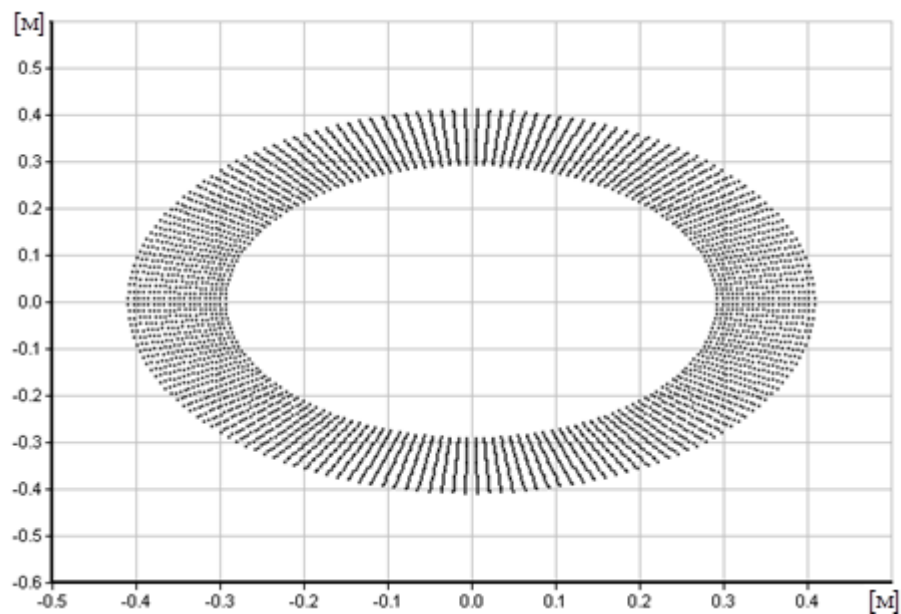


Рис. 2.2.13. Конфигурация расчётной модели турбины ДУ ЛА.

Исходные данные:

- степень черноты излучающих элементов турбины 0.5 (рис. 2.2.14), 0.8 (рис. 2.2.15);
- температура элементов турбины 1100 К;

- геометрия представлена на рисунке 2.2.13 (точками).

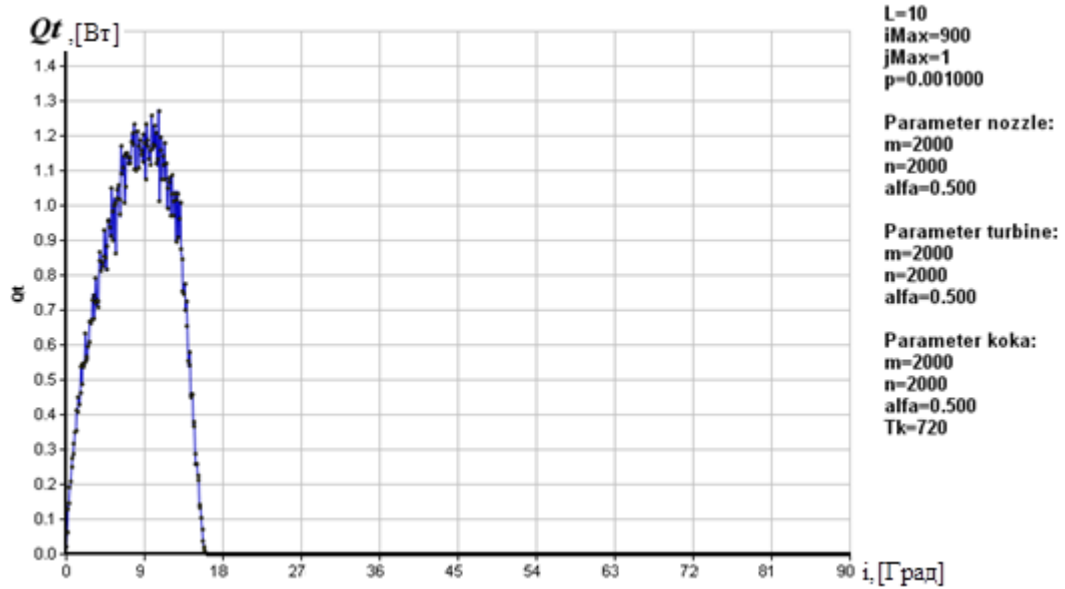


Рис. 2.2.14. График потока энергии турбины ДУ в заданных параметрах расчёта.

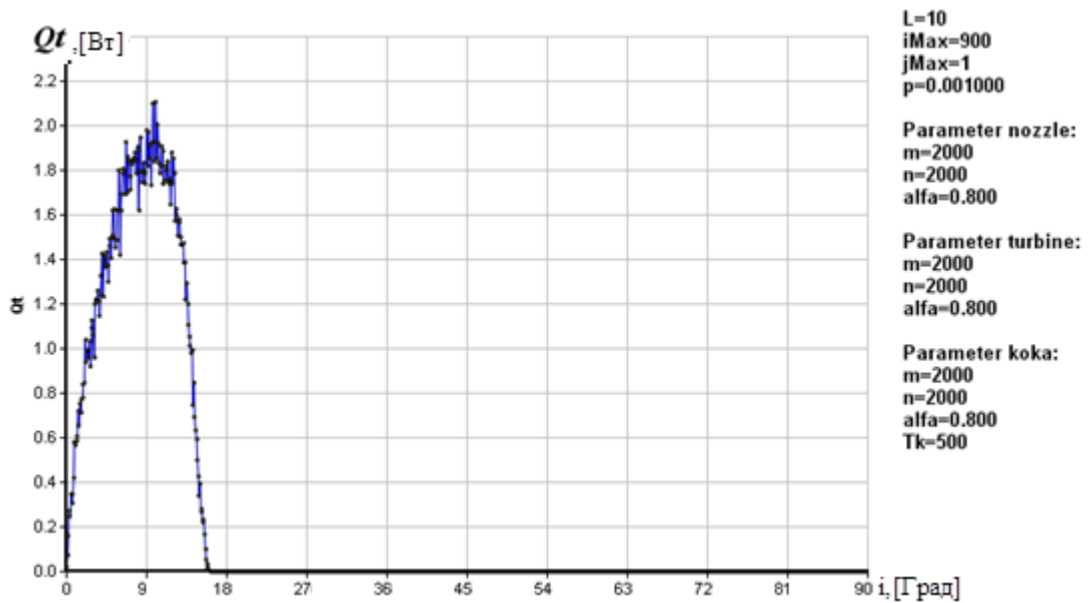


Рис. 2.2.15. График потока энергии турбины ДУ в заданных параметрах расчёта.

Для проведения численных экспериментов заданы следующие конфигурации кока:

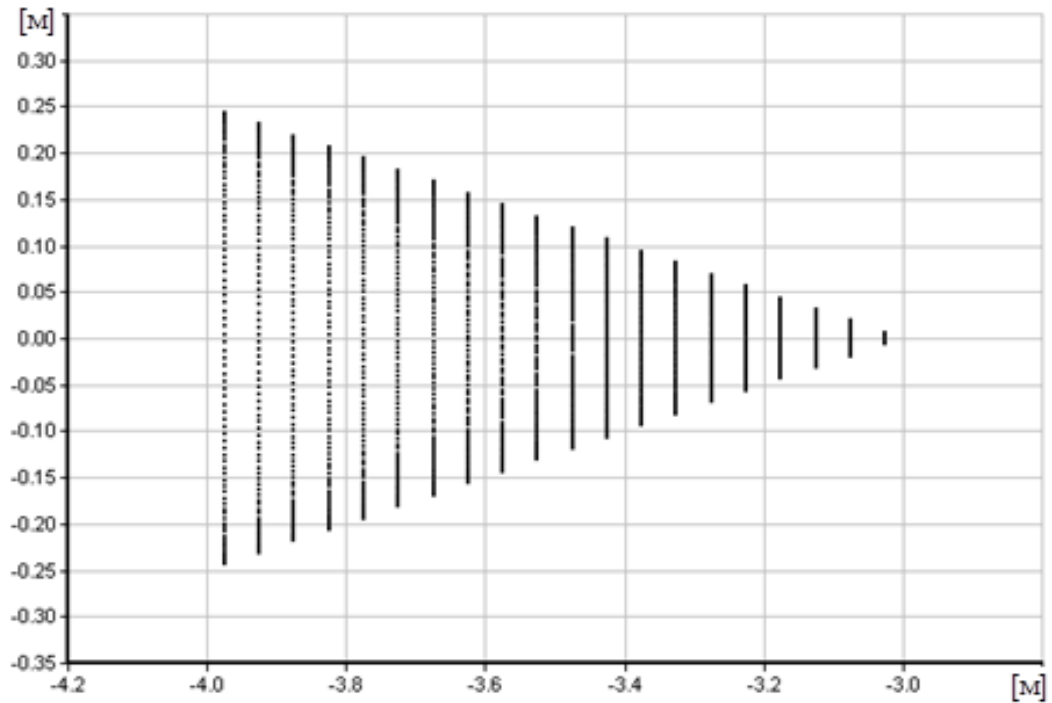


Рис. 2.2.16. Конфигурация расчётной модели центрального эллипсоидного тела (кока) ДУ ЛА.

Исходные данные:

- степень черноты излучающих элементов кока 0.3 (рис. 2.2.17), 0.7 (рис. 2.2.18), 0.8 (рис. 2.2.19);
- температура элементов турбины 500 К;
- геометрия представлена на рисунке 2.2.16 (точками).

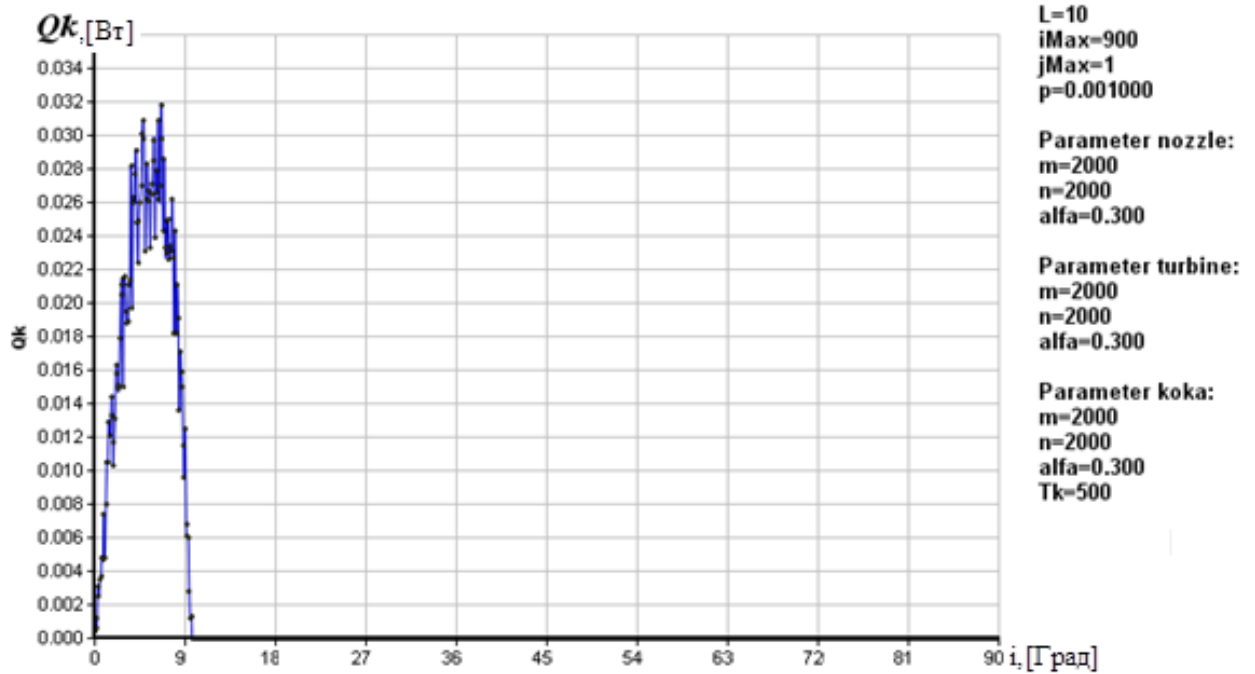


Рис. 2.2.17. График потока энергии кока ДУ в заданных параметрах расчёта.

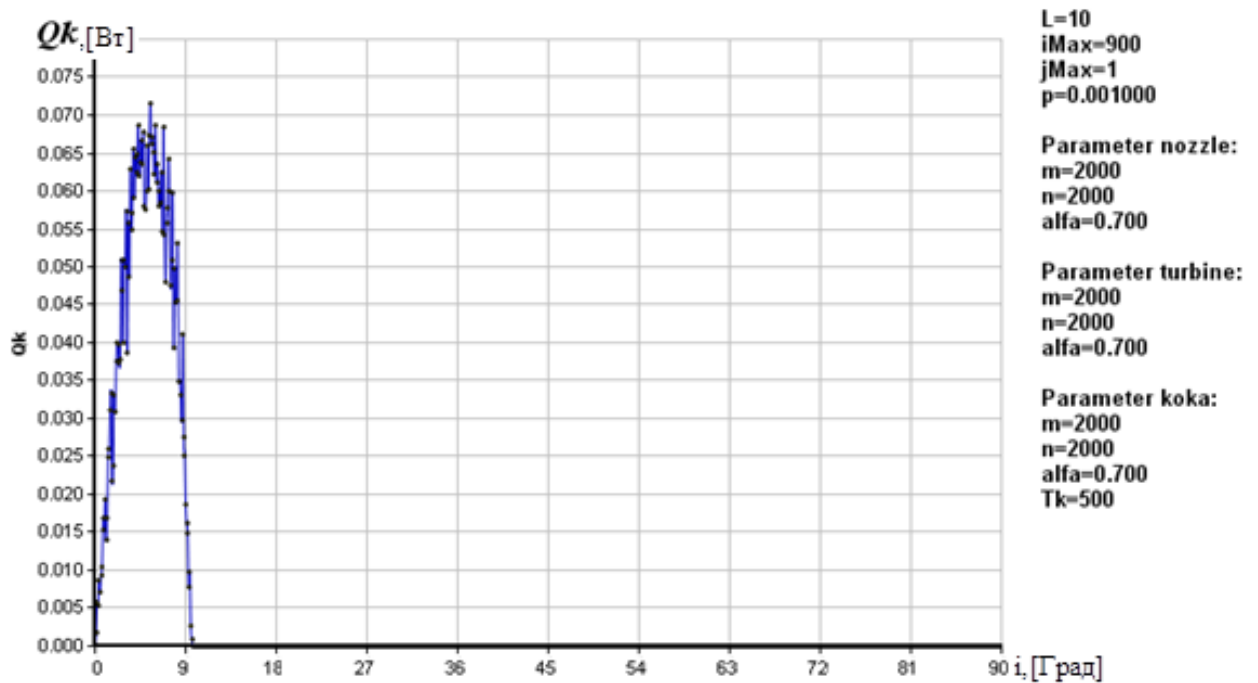


Рис. 2.2.18. График потока энергии кока ДУ в заданных параметрах расчёта.

Также проведены численных эксперименты следующей конфигурации:

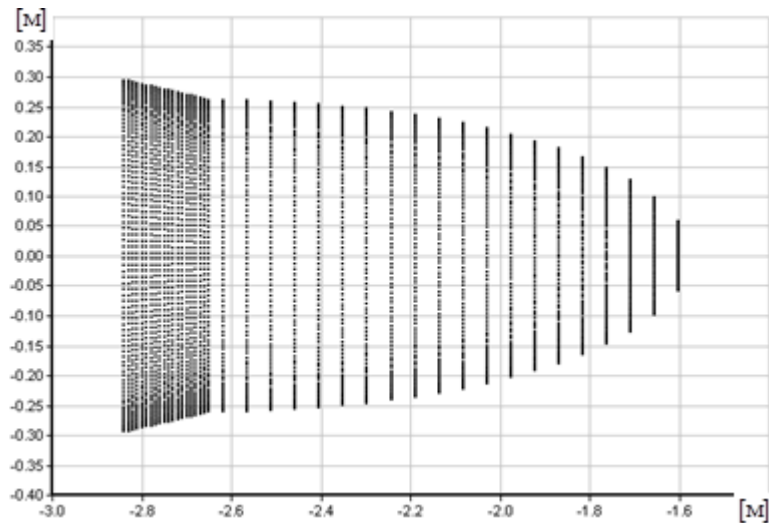


Рис. 2.2.20. Конфигурация расчётной модели кока ДУ ЛА.

Исходные данные:

- степень черноты излучающих элементов турбины 0.5 (рис. 2.2.21), 0.8 (рис. 2.2.22-2.2.25);
- температура элементов турбины 720К (рис. 2.2.21); 500К; 300К; 1200К; 900 К;
- геометрия представлена на рисунке 2.2.20 (точками).

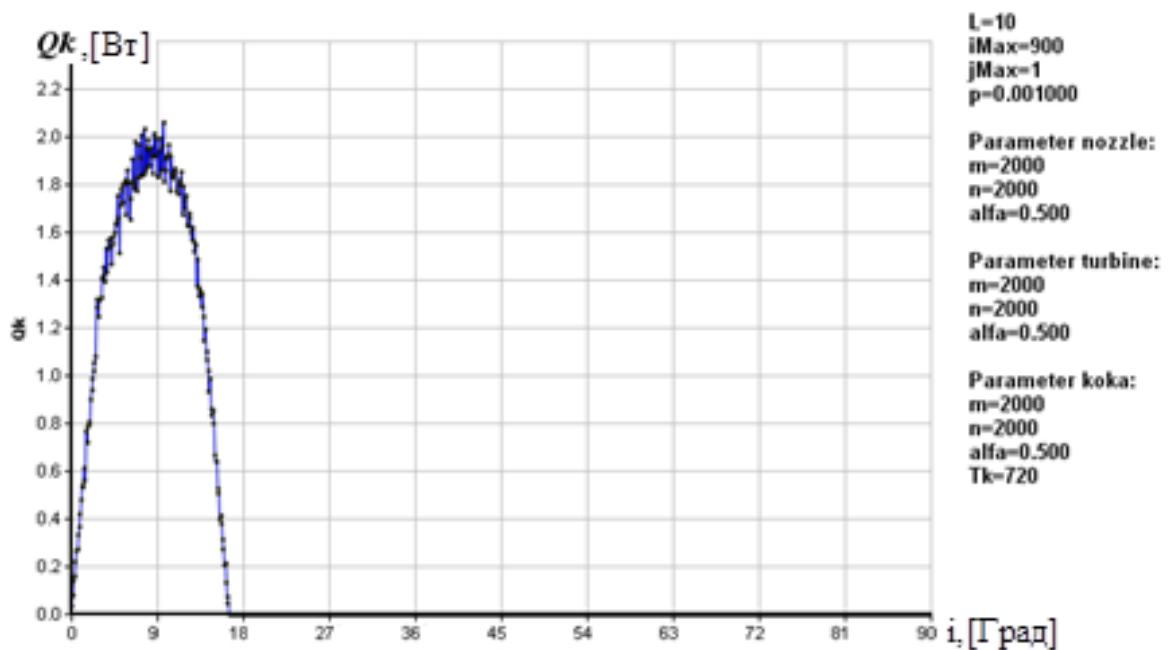


Рис. 2.2.21. График потока энергии кока ДУ в заданных параметрах расчёта.

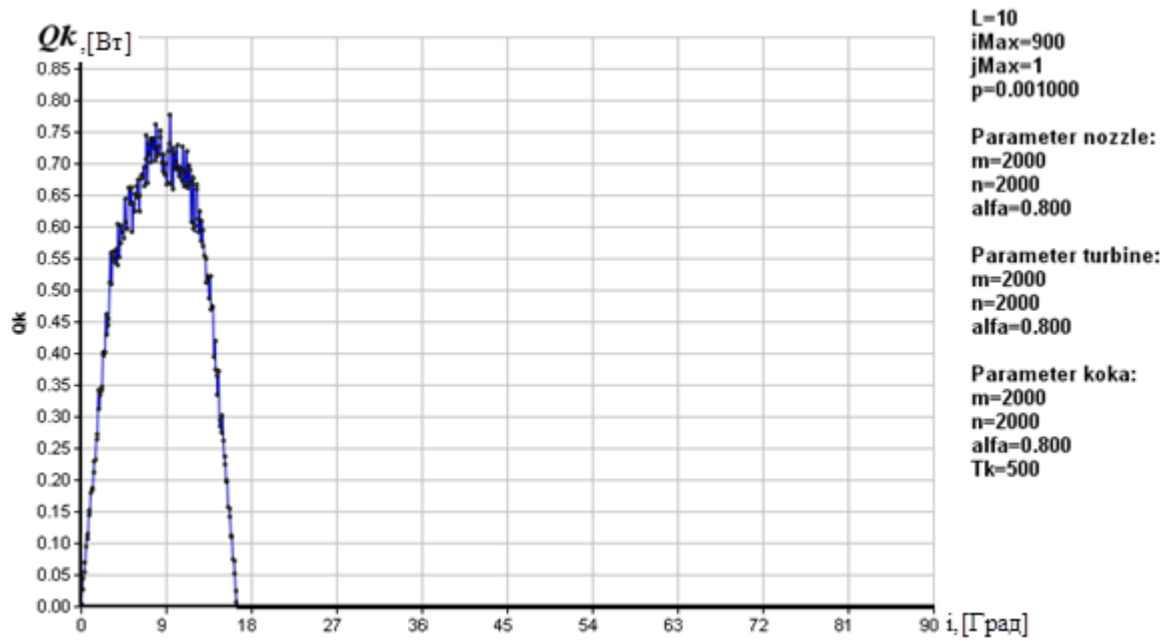


Рис. 2.2.22. График потока энергии кока ДУ в заданных параметрах расчёта.

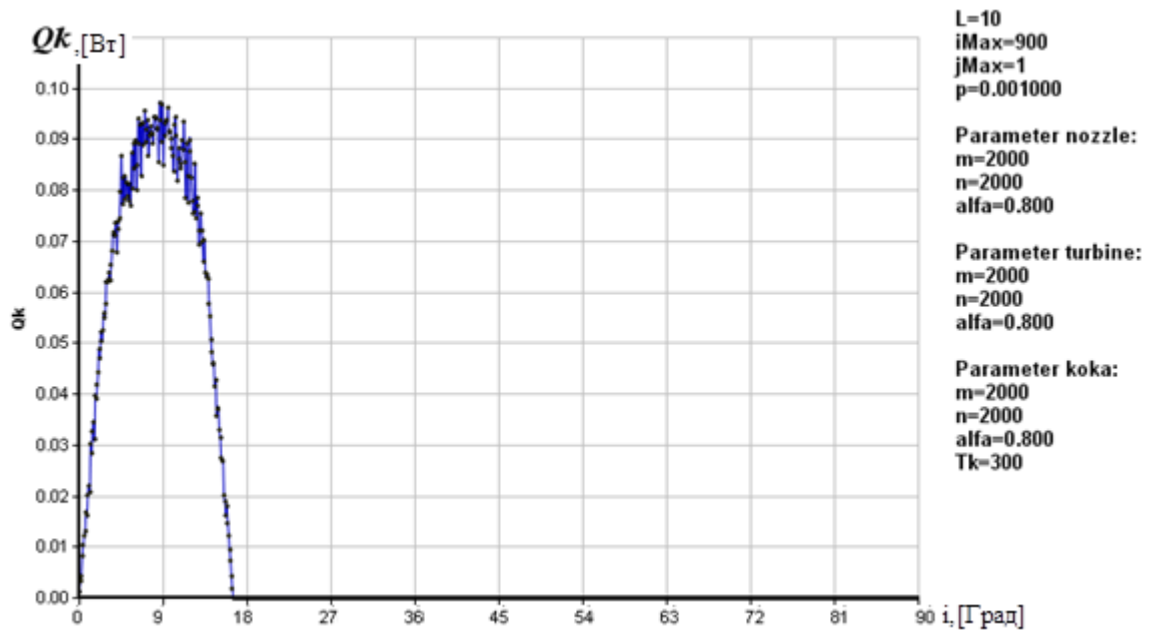


Рис. 2.2.23. График потока энергии кока ДУ в заданных параметрах расчёта.

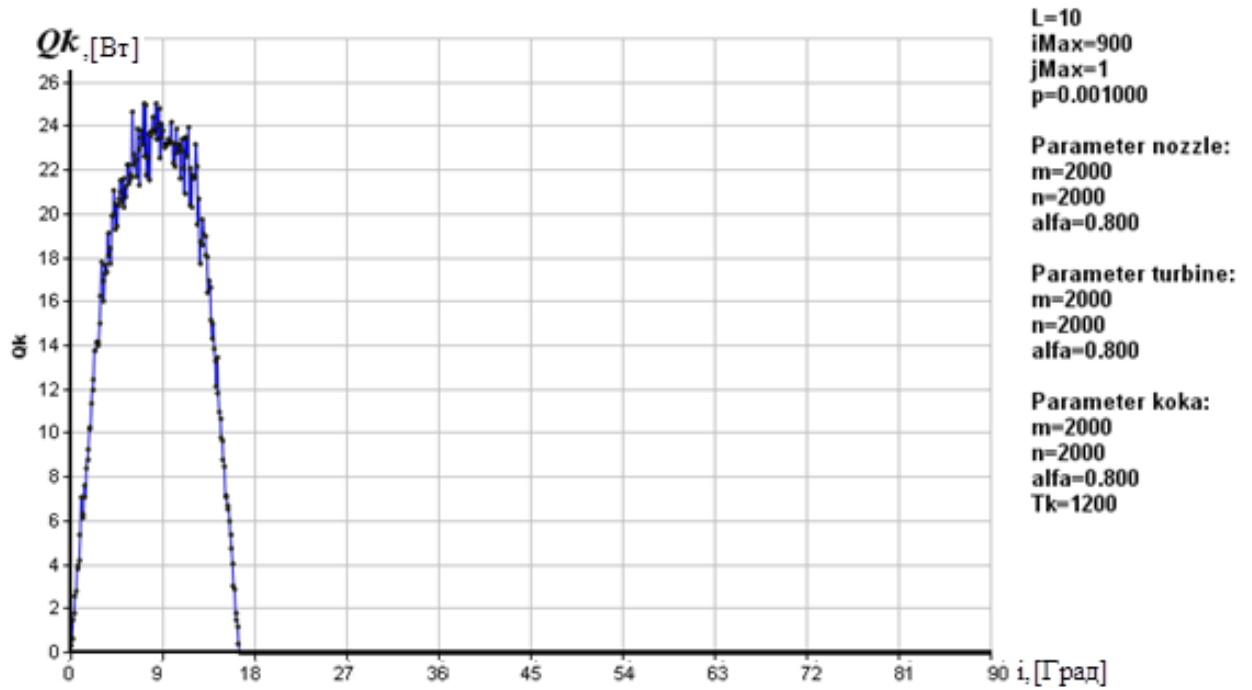


Рис. 2.2.24. График потока энергии кока ДУ в заданных параметрах расчёта.

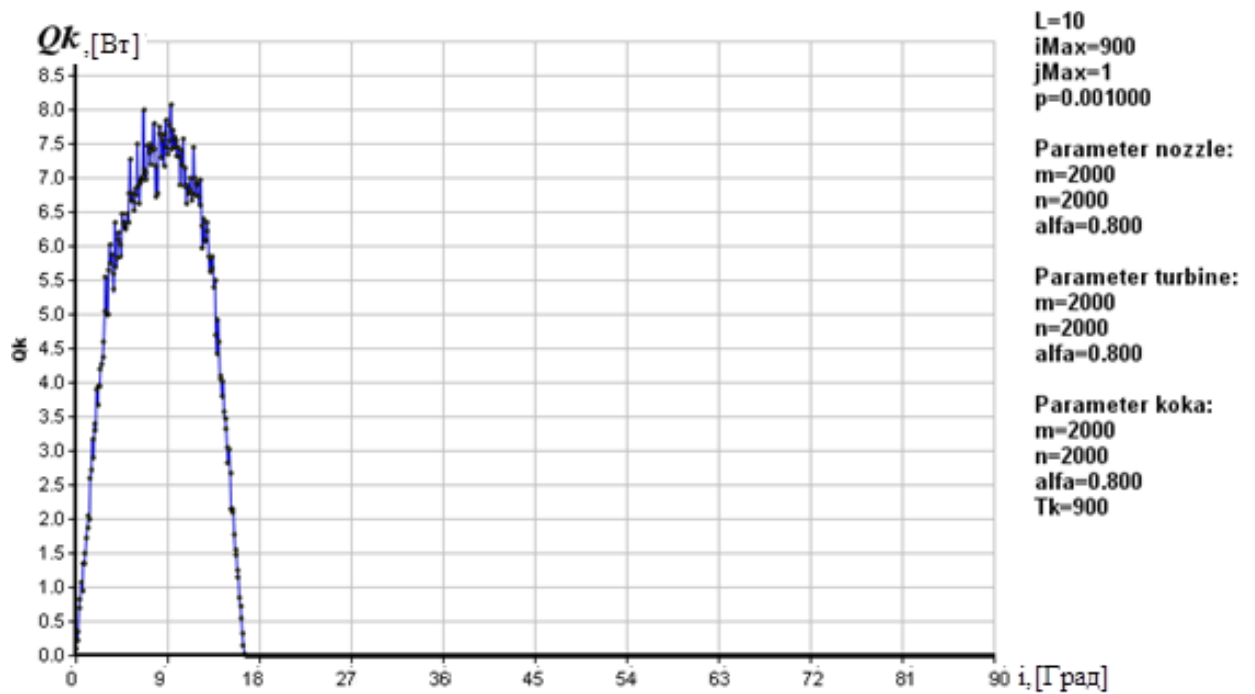


Рис. 2.2.25. График потока энергии кока ДУ в заданных параметрах расчёта.

В общее излучение ДУ ЛА, состоящей из нескольких излучающих элементов, главными является турбина и центральное тело (кок). Температура турбины является самой высокой, и её снижение трудновыполнимо. Поэтому работы по снижению её излучения должны проводиться в направлении изменения геометрии сопла таким образом, чтобы прямая видимость турбины была минимальна. Так, излучение турбины первой конфигурации значительно меньше 2й. Это объясняется геометрической формой сопла, которая в значительной мере затеняет турбину и снижает прямую его видимость. Изменение коэффициента излучения изменяет величину потока ИК излучения турбины пропорционально.

Теплофизические характеристики (температуры стенок, коэффициента излучения) и геометрическая форма центрального тела определяют индикатрису кока. Причем, если коэффициент излучения влияет на величину потока ИК излучения пропорционально, то характер влияния температуры на индикатрису имеет экспоненциальный характер зависимости. Таким образом, можно сделать вывод, что работы по снижению температуры центрального тела, а также изменение геометрической формы сопла для снижения прямой видимости кока, являются первоочередными на этапе проектирования перспективных ДУ ЛА.

Проведены исследования подбора оптимальных параметров работы программы Thermal Radiation. Опытным путём определено, что оптимальным разбиением на элементарные площадки турбины и кока является 2000 по азимутальному углу и 2000 по оси Z каждой элементарной геометрической фигуры. При увеличении параметров, закономерности графиков не становятся более наглядными, зато время расчётов увеличивается значительно (до 7 минут) на ЭВМ средней мощности. При уменьшении же параметров время работы вычислительной

машины значительно снижается, но результаты расчётов требуют аппроксимации в заданной точности решения задачи.

Глава 3. Математическое моделирование отражённого излучения сложного излучателя

3.1. Физическая и математическая модель задачи

Для расчёта общей индикатрисы инфракрасного излучения внутренней поверхности сопла двигательной установки летательного аппарата используется вероятностный метод Монте-Карло. Выбор данного метода обусловлен сложностью задачи и тем, что лучи внутри сопла могут испытывать неоднократные отражения.

Для решения усложнённой задачи, в расчёте принимается ряд упрощений:

1. При определении распространения луча от излучающего элемента до полусферы суммирования, ограничивающие участки поверхность сопла разбивались на ряд геометрических элементов, (фигур) заданных в расчёте в виде математических уравнений. В расчёте определялась точка пересечения исходящего или отражённого луча с этими элементами до попадания его в полусферу суммирования.
2. В исходных данных значения температуры и степени черноты отдельных элементов поверхности сопла принимались постоянными.
3. Отражающей считается ближайшая к источнику излучения поверхность, пересекающая распространение луча, с углом между лучом и нормалью к поверхности излучения менее 90° . При этом она полностью преграждает распространение всего луча и отражает его в случайном направлении.
4. В исходных данных для расчёта не учитывались незначительные элементы конструкции (более сложные и мелкие детали сопла стабилизаторы, завихрители и др.).

3.1.1. Построение математической модели и способы задания исходных данных системы излучатель – приемник излучения.

В качестве основной принимается прямоугольная система координат X, Y, Z с центром в точке пересечения оси симметрии ДУ и плоскости среза сопла.

В исходных данных геометрия источника излучения в основной системе координат вводится в виде уравнений поверхности вращения второго порядка ограниченными по оси Z и представляется следующим образом:

- Излучающая поверхность сопла представляет собой совокупность геометрических поверхностей вращения типа конуса, цилиндра и как вариант параболы, гиперболы.
- Излучающая поверхность кока можно представить в виде эллипсоида (полуэллипса) и конуса.
- Лопатки турбины при вращении образуют условную поверхность в виде конуса.

Все геометрические поверхности в виду их ограниченности по оси Z имеют усеченный вид.

Полусфера суммирования, являющаяся условным приемником излучения идущего от ДУ, радиуса L расположена так, что площадь среза сопла совпадает с площадью основания этой полусферы, а координаты середины основания указанной полусферы суммирования совпадают с начальными координатами основной системы координат (рис.3.1.1).

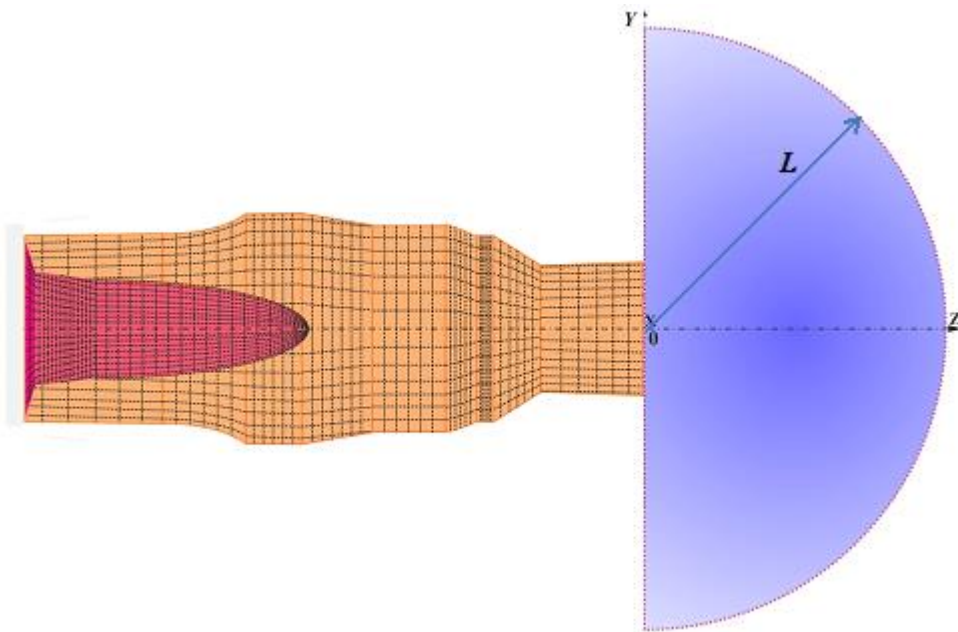


Рис.3.1.1. Схематичное расположение СК.

Каждая геометрическая поверхность разбивается на ряд элементарных поверхностей площадью $dS_{m,n}$ по оси Z и в виду осесимметричности ДУ по окружности (по углу θ_m). Для каждой элементарной поверхности задаются температура $dT_{m,n}$ и степень черноты $\alpha_{m,n}$.

Координаты центра $(Xc_{m,n}, Yc_{m,n}, Zc_{m,n})$ элементарной поверхности, рассчитываются по формулам:

$$Zc_{m,n} = Z_{min} + \frac{(Z_{max} - Z_{min}) \cdot (n + 0.5)}{n \max}, \quad (3.1.1)$$

где Z_{min} - координаты начала геометрических поверхностей по оси Z ,
 Z_{max} - координаты конца геометрических поверхностей по оси Z .

Все поверхности имеют усеченный характер (ограниченны по оси Z $|Z_{max}| > |Z_{min}|$), $n = (0..(n \max - 1))$, $n \max$ - максимальное число разбиений геометрических поверхностей по оси Z ,
 $m = (0..(m \max - 1))$, $m \max$ - максимальное число разбиений

геометрических поверхностей по окружности (по углу θ).

$$X_{c_{m,n}} = FnkZ_{m,n} \cdot \cos(\theta_m), \quad (3.1.2)$$

$$Y_{c_{m,n}} = FnkZ_{m,n} \cdot \sin(\theta_m), \quad (3.1.3)$$

где θ_m - угол с центром на оси Z геометрической поверхности (лежащий в плоскости, параллельной плоскости X, Y).

Значение угла θ_m в градусах:

$$\theta_m = \frac{[360 \cdot (2m+1)]}{2 \cdot m \max}. \quad (3.1.4)$$

$FnkZ_{m,n}$ - функция, зависящая от координаты $Z_{c_{m,n}}$ и от формы поверхности.

В таблице 3.1.1 приведены значения функции $FnkZ_{m,n}$ в зависимости от формы геометрической поверхности вращения, где $R1$ -радиус поверхности вращения в ее начале (в плоскости $0,0,Z_{min}$), $R2$ -радиус поверхности вращения в ее конце (в плоскости $0,0,Z_{max}$).

Таблица 3.1.1

Значения функции $FnkZ_{m,n}$	Форма поверхности вращения
$(R1 - R2) \cdot (Z_{c_{m,n}} - Z_{max}) / (Z_{min} - Z_{max}) + R2$	Коническая, сужающаяся с увеличением абсолютного значения координаты Z ($R1 > R2$)
$(R1 - R2) \cdot (Z_{c_{m,n}} - Z_{min}) / (Z_{min} - Z_{max}) + R1$	Коническая, расширяющаяся с увеличением абсолютного значения координаты Z ($R2 > R1$)
$R2 = R1$	Цилиндрическая ($R2 = R1$)
$(1 + (Z_{c_{m,n}} - Z_{max})^2 / b^2)^{1/2} \cdot a$	Гиперболическая, сужающаяся с увеличением абсолютного значения координаты Z ($R1 > R2$) a - действительная полуось, b - мнимая полуось
$(1 + (Z_{c_{m,n}} - Z_{min})^2 / b^2)^{1/2} \cdot a$	Гиперболическая, расширяющаяся с увеличением абсолютного значения координаты Z ($R2 > R1$), a - действительная полуось, b - мнимая полуось
$b \cdot (1 - ((Z_{c_{m,n}} - Z_{max}) / a)^2)^{1/2}$	Часть эллиптической, расширяющейся с увеличением абсолютного значения координаты Z ($R2 > R1$), a -полуось эллипсоида вдоль оси Z , b -полуось эллипсоида перпендикулярная оси Z
$b \cdot \left 1 - \left((Z_{c_{m,n}} - Z_{min}) / a \right)^2 \right ^{1/2}$	Часть эллиптической, сужающейся с увеличением абсолютного значения координаты Z ($R1 > R2$), a -полуось эллипсоида вдоль оси Z , b -полуось эллипсоида перпендикулярная оси Z
$(Z_{c_{m,n}} - Z_{min} \cdot b)^{1/2}$	Параболическая, расширяющаяся с увеличением абсолютного значения координаты Z ($R2 > R1$), b -фокусное расстояние параболоида
$(Z_{c_{m,n}} - Z_{max} \cdot b)^{1/2}$	Параболическая, сужающаяся с увеличением абсолютного значения координаты Z ($R1 > R2$), b -фокусное расстояние параболоида

Координаты $(X1_{m,n}, Y1_{m,n}, Z1_{m,n}), (X2_{m,n}, Y2_{m,n}, Z2_{m,n})$ вершин векторов $\vec{I}(X1_{m,n} - X_{c_{m,n}}, Y1_{m,n} - Y_{c_{m,n}}, Z1_{m,n} - Z_{c_{m,n}}), \vec{J}(X2_{m,n} - X_{c_{m,n}}, Y2_{m,n} - Y_{c_{m,n}}, Z2_{m,n} - Z_{c_{m,n}})$, лежащие на условных средних линиях (соединяющих центры элементарных поверхностей) (Рис. 3.1.2) рассчитываются по формулам:

$$\begin{aligned}
Z1_{m,n} &= (Zc_{m+1,n} + Zc_{m,n}) / 2 = Zc_{m,n}, \\
Z2_{m,n} &= (Zc_{m,n+1} + Zc_{m,n}) / 2, \\
Z1_{m,0} &= Z_{min}, \quad Z2_{m,nmax+1} = Z_{max}, \\
Y1_{m,n} &= FnkZ_{m,n} \cdot \sin((\theta_m + \theta_{m+1}) / 2), \\
X1_{m,n} &= FnkZ_{m,n} \cdot \cos((\theta_m + \theta_{m+1}) / 2), \\
Y2_{m,n} &= FnkZ2_{m,n} \cdot \sin(\theta_m), \\
X2_{m,n} &= FnkZ2_{m,n} \cdot \cos(\theta_m).
\end{aligned} \tag{3.1.5}$$

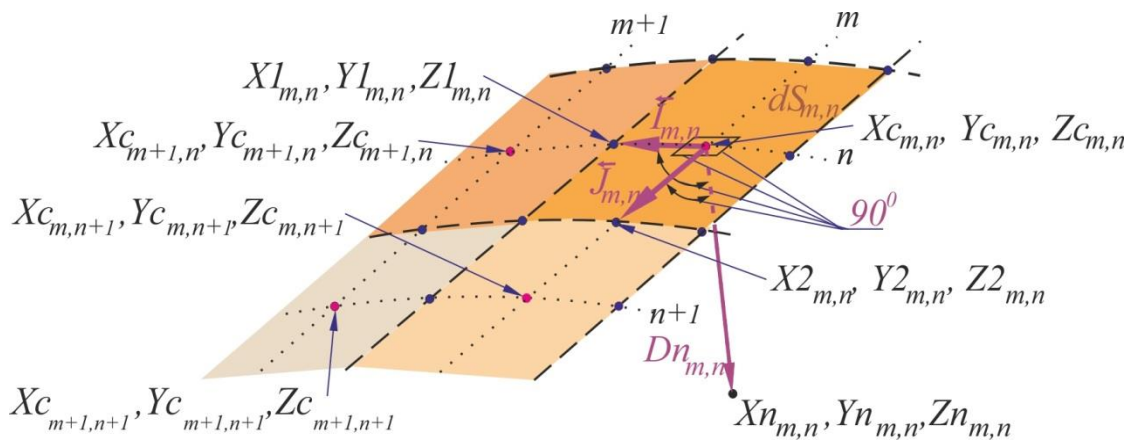


Рис.3.1.2. Схема расположения центров элементарных поверхностей и вершин векторов.

Координаты вершины нормали $(Xn_{m,n}, Yn_{m,n}, Zn_{m,n})$ к элементарной поверхности $dS_{m,n}$ с началом в точке $(Xc_{m,n}, Yc_{m,n}, Zc_{m,n})$ дает векторное произведение векторов I и J (рис.3.1.3).

$$\begin{aligned}
Xn_{m,n} &= \begin{vmatrix} Y1_{m,n} - Yc_{m,n} & Z1_{m,n} - Zc_{m,n} \\ Y2_{m,n} - Yc_{m,n} & Z2_{m,n} - Zc_{m,n} \end{vmatrix} \\
Yn_{m,n} &= \begin{vmatrix} Z1_{m,n} - Zc_{m,n} & X1_{m,n} - Xc_{m,n} \\ Z2_{m,n} - Zc_{m,n} & X2_{m,n} - Xc_{m,n} \end{vmatrix} \\
Zn_{m,n} &= \begin{vmatrix} X1_{m,n} - Xc_{m,n} & Y1_{m,n} - Yc_{m,n} \\ X2_{m,n} - Xc_{m,n} & Y2_{m,n} - Yc_{m,n} \end{vmatrix}
\end{aligned} \tag{3.1.6}$$

Величина вектора нормали $Dn_{m,n}$ (рис. 3.1.2) равна:

$$\{ Xn_{m,n} - Xc_{m,n}, Yn_{m,n} - Yc_{m,n}, Zn_{m,n} - Zc_{m,n} \}. \quad (3.1.7)$$

Площадь элементарной поверхности $dS_{m,n}$ в виду того, что вектора I и J лежат на средних линиях этой поверхности и абсолютные длины векторов равны половине длины этих линий равна:

$$dS_{m,n} \approx Dn_{m,n} \times 4. \quad (3.1.8)$$

Для центров $(Xc_{m,n}, Yc_{m,n}, Zc_{m,n})$ элементарной поверхности $dS_{m,n}$ задаются локальные системы координат $X0_{m,n}, Y0_{m,n}, Z0_{m,n}$ (координата $Z0_{m,n}$ совпадает с направлением нормали $Dn_{m,n}$), в которых вычисляются случайные координаты $X02_{m,n}, Y02_{m,n}, Z02_{m,n}$ вершины единичного вектора $\rho_{m,n}$ (рис. 3.1.3):

$$\begin{aligned} X02_{m,n} &= \sqrt{1-\gamma6} \cdot \sin(2 \cdot \pi \cdot \gamma5) \\ Y02_{m,n} &= \sqrt{1-\gamma6} \cdot \cos(2 \cdot \pi \cdot \gamma5), \\ Z02_{m,n} &= \sqrt{\gamma6} \end{aligned} \quad (3.1.9)$$

где $\gamma5 \in (0,1)$, $\gamma6 \in (0,1)$ - случайные числа с нормальным распределением вероятности в указанном интервале.

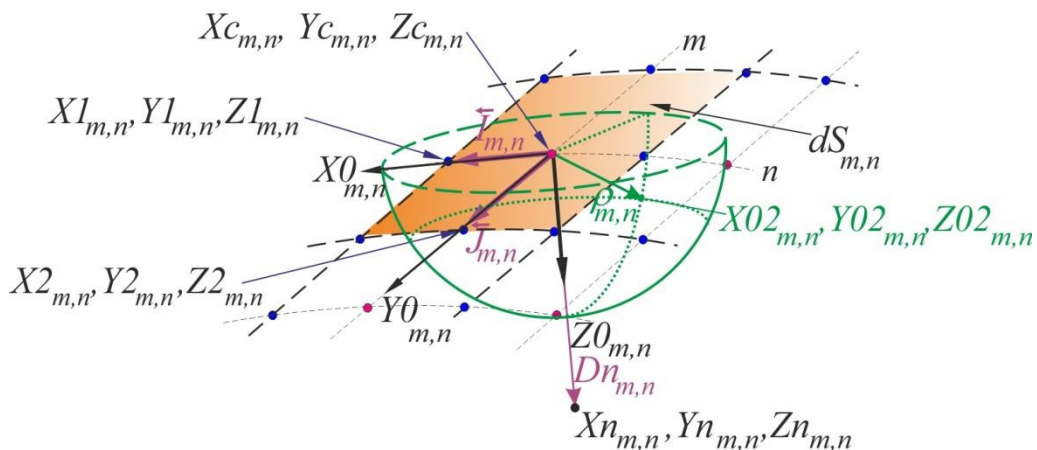


Рисунок 3.1.3. Координаты вершины нормали к элементарной поверхности.

Для задания уравнения луча в основной системе координат, рассчитываются координаты $(Xcn_{m,n}, Ycn_{m,n}, Zcn_{m,n})$ вершины луча путем

решения системы уравнений:

$$\begin{aligned} Xcn_{m,n} &= (X1_{m,n} - Xc_{m,n})X02_{m,n} + (Y1_{m,n} - Yc_{m,n})Y02_{m,n} + (Z1_{m,n} - Zc_{m,n})Z02_{m,n} + Xc_{m,n}, \\ Ycn_{m,n} &= (X2_{m,n} - Xc_{m,n})X02_{m,n} + (Y2_{m,n} - Yc_{m,n})Y02_{m,n} + (Z2_{m,n} - Zc_{m,n})Z02_{m,n} + Yc_{m,n}, \\ Zcn_{m,n} &= (Xn_{m,n} - Xc_{m,n})X02_{m,n} + (Yn_{m,n} - Yc_{m,n})Y02_{m,n} + (Zn_{m,n} - Zc_{m,n})Z02_{m,n} + Zc_{m,n}. \end{aligned} \quad 3.1.10)$$

Уравнение луча в основной системе координат:

$$\frac{(X_{m,n} - Xc_{m,n})}{(Xcn_{m,n} - Xc_{m,n})} = \frac{(Y_{m,n} - Yc_{m,n})}{(Ycn_{m,n} - Yc_{m,n})} = \frac{(Z_{m,n} - Zc_{m,n})}{(Zcn_{m,n} - Zc_{m,n})}. \quad (3.1.8)$$

3.1.2. Используемый алгоритм расчёта

Рассматривается пересечение лучом со всеми геометрическими поверхностями в основной системе координат (решаются совместно уравнения луча и уравнения поверхностей вращения). Уравнения поверхностей приведены в таблице 3.1.2. В случае, если совместное решение уравнений луча и поверхностей имеет действительные корни и находится в пределах поверхностей $|Z_{max}| > |Z_{m,n}| > |Z_{min}|$ (луч пересекает несколько поверхностей), определяются координаты точек пересечения со всеми поверхностями и определяется сонаправленность вектора $\rho_{m,n}$ (случайного направления луча) с направлением из исходной точки в точку пересечения с поверхностями (см. рис. 3.1.4.). Если скалярное произведение этих векторов >0 (равно 1) то вектора сонаправлены (если противоположны то -1).

Ближайшая к точке выхода луча поверхность, с которой он пересекается в ее пределах ($|Z_{max}| > |Z_{m,n}| > |Z_{min}|$), при выполнении указанного условия сонаправленности, является отражающей. Если поверхность оказывается отражающей, то в точке их пересечения определяется новое случайное направление отраженного луча. Если ближайшей поверхностью оказывается полусфера суммирования, то луч покидает сопло и определяются координаты пересечения его с условной,

полусферой суммирования. Энергия отраженного луча уменьшается в зависимости от коэффициента отражения поверхности. При расчете задается возможное число отражений луча или уменьшение его энергии по сравнению с первоначальным значением. Координаты точки пересечения луча с полусферой суммирования и энергия луча запоминаются. Разбив полусферу суммирования на участки (например, по азимутальному и полярному углам) и просуммировав энергии лучей, приходящихся на каждый участок, рассчитывается пространственное распределение излучения ДУ или индикатриса излучения (энергия излучения в заданном телесном угле).

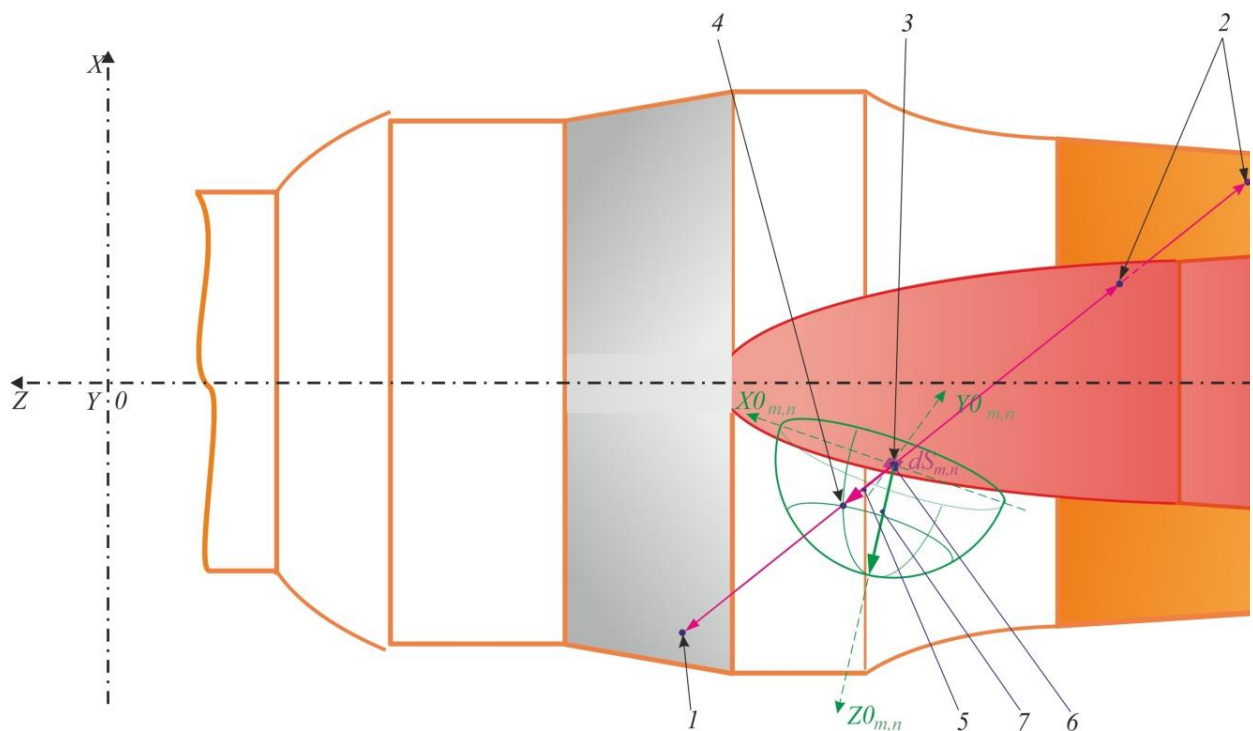


Рис. 3.1.4. Взаимное расположение ДУ и СК.

- 1- пересечение луча с поверхностью
- 2- точки пересечения линии луча с поверхностями
- 3- точка с координатами $X_{c_{m,n}}, Y_{c_{m,n}}, Z_{c_{m,n}}$
- 4- точка с координатами $X_{02_{m,n}}, Y_{02_{m,n}}, Z_{02_{m,n}}$ (в локальной системе координат) или $X_{cp_{m,n}}, Y_{cp_{m,n}}, Z_{cp_{m,n}}$ (в основной системе координат)
- 5- вектор $\rho_{m,n}$ случайного направления луча
- 6- поверхности элементарной площадки $dS_{m,n}$
- 7- вектор нормали $Dn_{m,n}$ к поверхности элементарной площадки $dS_{m,n}$

Таблица 3.1.2.

Уравнение поверхности	форма поверхности
$X^2 + Y^2 = ((R1 - R2) \times (Z - Z_{max}) / (Z_{min} - Z_{max}) + R2)^2$	Конус сужающийся с увеличением абсолютного значения координаты Z ($R1 > R2$)
$X^2 + Y^2 = ((R1 - R2) \times (Z - Z_{min}) / (Z_{min} - Z_{max}) + R1)^2$	Конус расширяющийся с увеличением абсолютного значения координаты Z ($R2 > R1$)
$X^2 + Y^2 = R2^2 = R1^2$	цилиндр
$X^2 + Y^2 = (1 + ((Z - Z_{max})^2 / b^2)) \times a^2$	гипербола сужающаяся с увеличением абсолютного значения координаты Z ($R1 > R2$)
$X^2 + Y^2 = (1 + ((Z - Z_{min})^2 / b^2)) \times a^2$	гипербола расширяющаяся с увеличением абсолютного значения координаты Z ($R2 > R1$)
$X^2 + Y^2 = b^2 \times (1 - ((Z - Z_{max}) / a)^2)$	эллипсоид расширяющийся с увеличением абсолютного значения координаты Z ($R2 > R1$)
$X^2 + Y^2 = b^2 \times 1 - ((Z - Z_{min}) / a)^2 $	эллипсоид сужающийся с увеличением абсолютного значения координаты Z ($R1 > R2$)
$X^2 + Y^2 = (Z - Z_{max} \times b)$	параболоид сужающийся с увеличением с увеличением абсолютного значения координаты Z ($R1 > R2$)
$X^2 + Y^2 = (Z - Z_{min} \times b)$	параболоид расширяющийся с увеличением абсолютного значения координаты Z ($R2 > R1$)
$X^2 + Y^2 + Z^2 = L^2$	Полусфера суммирования $Z = [0..L]$

3.2. Результаты вычислительных экспериментов по математическому моделированию отражённого излучения сложного излучателя

На основе разработанного алгоритма Thermal Radiation было сформировано программное обеспечение. Главное окно программы представлено на рис. 3.2.1.

The screenshot shows the main window of the program with the following sections and values:

- Внешние параметры (External parameters):**
 - Радиус полусферы суммирования (м): 10
 - Максимальное число разбиений полусферы суммирования по углу Фи: 90
 - Максимальное число разбиений полусферы суммирования по углу Тета: 1
 - Длина луча: 0.001
- Параметры проекции (Projection parameters):**
 - Количество разбиений p: 20
 - Количество разбиений m: 180
 - ВНИМАНИЕ!!! При высоких значениях возможны проблемы.
- Параметры вывода (Output parameters):**
 - Уровень аппроксимации (%): 10
 - Графики сплайнами
- Расчет излучения сопла (Nozzle radiation calculation):**
 - Количество разбиений p: 100
 - Количество разбиений m: 700
 - Степень черноты сопла: 0.5
- Расчет излучения турбины (Turbine radiation calculation):**
 - Количество разбиений p: 50
 - Количество разбиений m: 300
 - Степень черноты турбины: 0.5
- Расчет излучения центрального эллипсоида (кока) (Coke radiation calculation):**
 - Количество разбиений p: 100
 - Количество разбиений m: 700
 - Степень черноты кока: 0.5
 - Температура: 720

At the bottom, there are buttons for 'Расчет', 'По умолчанию', 'Экспорт', and 'Графики', along with a 'Состояние:' status field.

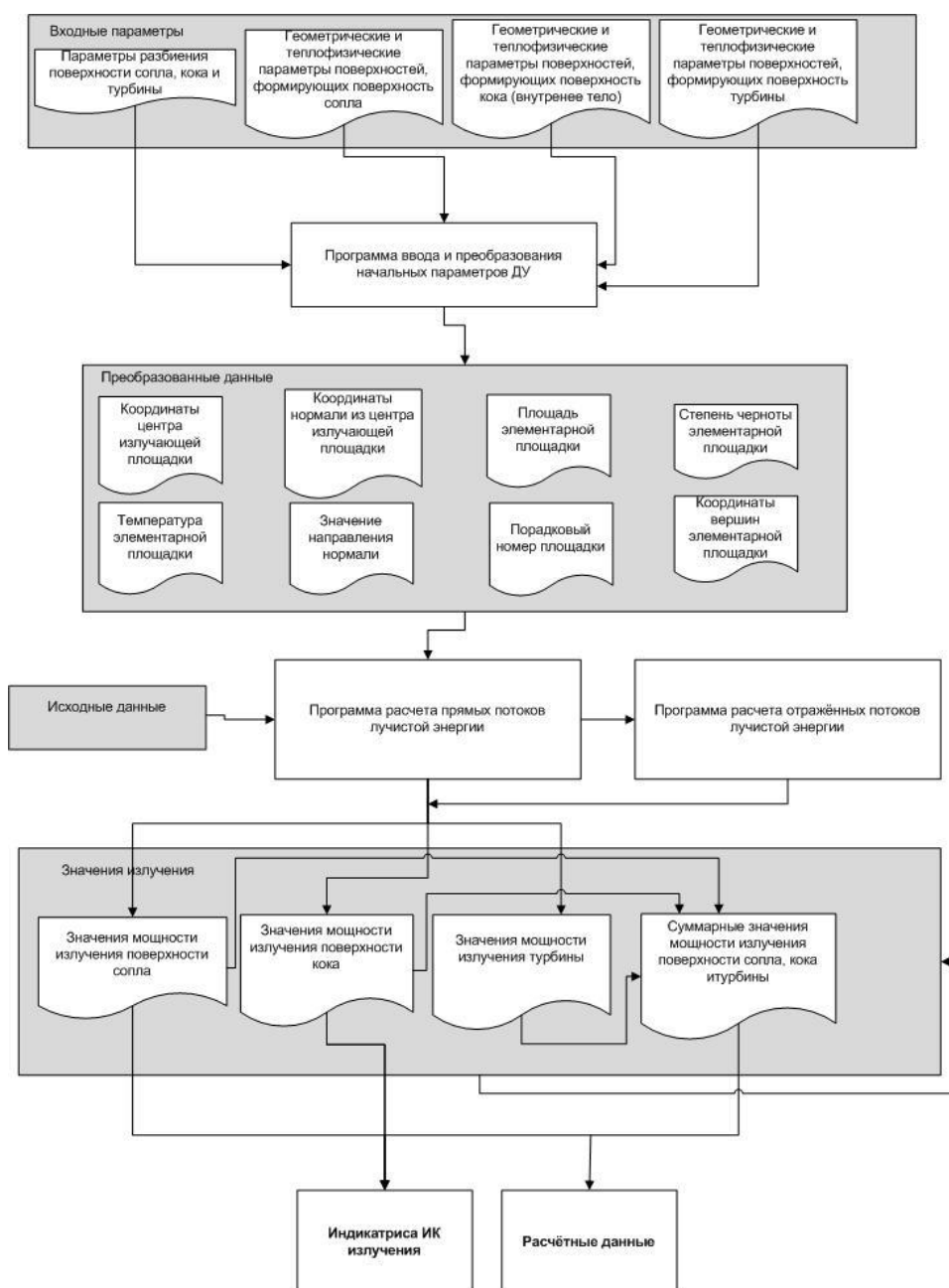
Рис.3.2.1. Главное окно программы.

Программа состоит из следующих модулей:

- модуля определения фигуры круг с двумя радиусами, внутренний и внешний
- модуля определения фигуры конус
- модуля определения фигуры цилиндр
- модуля определения фигуры эллипсоид
- модуля определения фигуры гипербола
- модуля группы внешних параметров

- модуля группы параметров для каждого метода (создается три экземпляра класса для сопла, турбины и кока)
- модуля хранения фигур из, которых состоят функциональные элементы (сопло, турбина и кок), генерации последовательности случайных матриц, построения проекций фигур
- модуля обработки диалогового окна, подсчета и вывода конечных показателей ИК излучения и их составляющих

Блок-схема разработанного программного обеспечения:



Результатом работы программы является построение пространственного распределения излучения ДУ от внутренней поверхности сопла, турбины, кока (рис. 3.2.2, 3.2.3). Полученные результаты говорят о том, что наибольший вклад в излучение ДУ ЛА вносят центральное излучающее тело (кок) и турбина. При снижении температуры центрального излучающего тела на 100°C интенсивность излучения снижается в 1,5 раза. Это позволяет сделать вывод, что работы по снижению температуры центрального эллипсоидного тела является первоочередными для снижения риска ЛА быть обнаруженными.

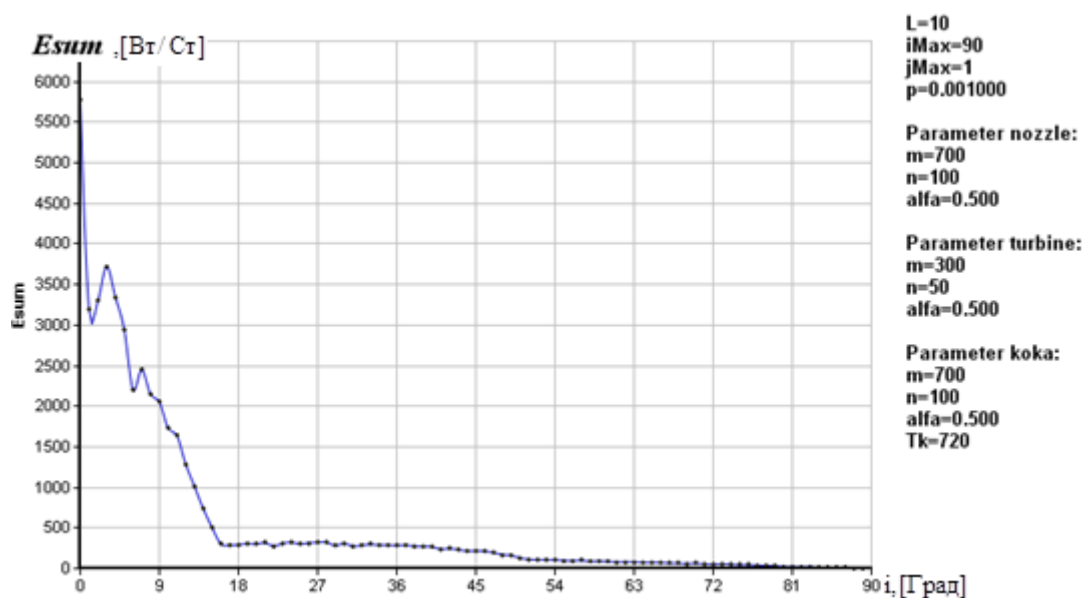


Рис. 3.2.2. Мощность потока суммарного ИК излучения ДУ в единице телесного угла.

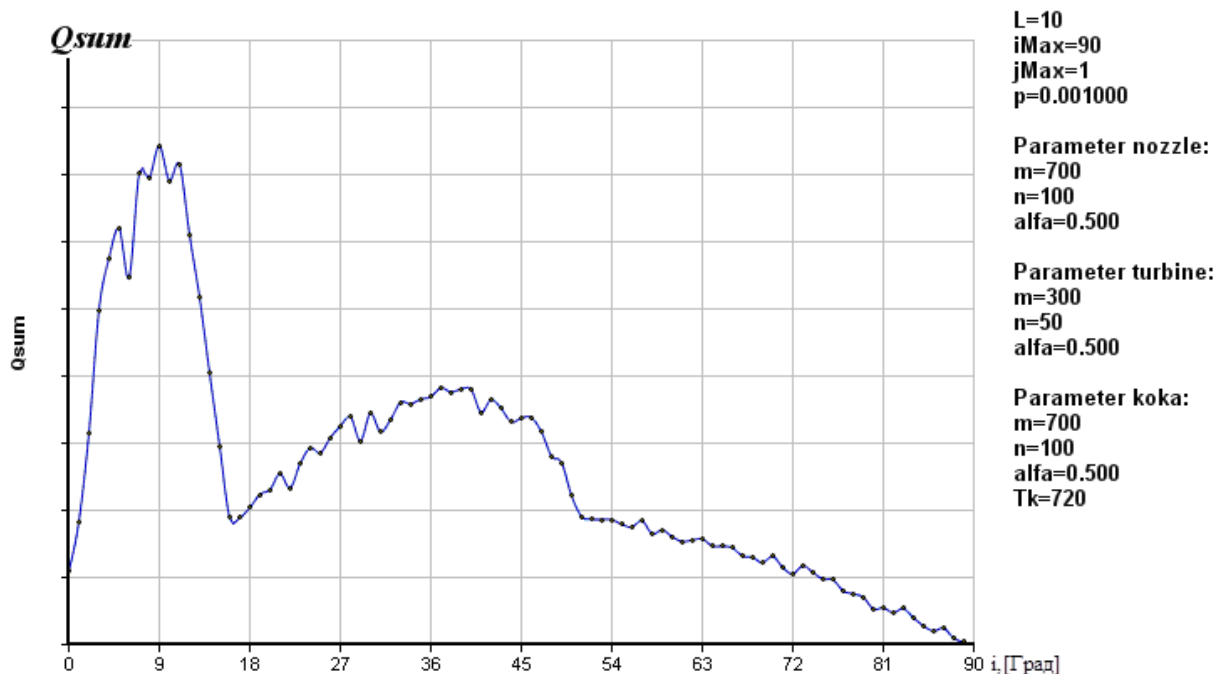


Рис. 3.2.3. График потока суммарной энергии ДУ.

Алгоритм использует вероятностный подход, что приближает смоделированный процесс испускания и отражения луча к реальному физическому. Он обладает достаточно высокой точностью и экономит машинное время. Разработанный алгоритм подходит к любому другому сложному излучателю, а также может быть доработан для добавления вклада других факторов.

Данная методика и разработанная программа позволяет проводить расчёт индикатрисы излучения отдельных составляющих частей сложного излучателя, а также проводить анализ изменения индикатрисы при изменении параметров излучающих поверхностей.

Программой при нажатии кнопки «экспорт» автоматически создается файл со значениями интенсивностей в зависимости от углов полученной полусферы. Данный файл носит название `export-1.xml`. Данный файл предназначен для работы с ним в программе Microsoft Excel, что весьма удобно для дальнейшего использования обработки полученных данных. При необходимости по его данным строится график интенсивности любого сечения полусферы суммирования.

	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
1	Es	Et	Ek	Esum		Qs	Qt	Qk	Qsum		
2	123,01	1545,45	1588,49	3256,96		0	0,01	0,02	0,03		
3	132,21	2318,58	2173,5	4624,29		0	0,07	0,06	0,13		
4	95,96	2051,88	2828,85	4976,69		0	0,1	0,14	0,24		
5	102,3	2036,21	2237,77	4376,28		0,01	0,14	0,15	0,29		
6	125,75	2164,93	2579,02	4869,69		0,01	0,19	0,22	0,42		
7	93,45	1602,18	2887,65	4583,28		0,01	0,17	0,3	0,48		
8	87,84	1664,59	2680,13	4432,56		0,01	0,21	0,33	0,55		
9	79,98	1449,13	2207,21	3736,31		0,01	0,21	0,32	0,54		
10	118,28	2192,91	2233,43	4544,62		0,02	0,36	0,36	0,74		
11	74,2	1838,8	2592,49	4505,48		0,01	0,33	0,47	0,82		
12	91,97	1719,09	2353,42	4164,48		0,02	0,35	0,47	0,84		
13	94,68	1592,72	2242,29	3929,7		0,02	0,35	0,49	0,86		
14	103,11	1980,65	2493,93	4577,69		0,02	0,47	0,6	1,1		
15	86,11	1684,91	2136,8	3907,82		0,02	0,44	0,55	1,01		
16	93,55	1592,83	2184,85	3871,24		0,03	0,44	0,61	1,07		
17	91,24	1461,22	2225,96	3778,41		0,03	0,43	0,66	1,12		
18	99,59	1350,71	2230,98	3681,27		0,03	0,43	0,7	1,16		
19	110,36	1535,14	2631,21	4276,71		0,04	0,51	0,88	1,43		
20	95,4	1573,52	2155,61	3824,54		0,03	0,56	0,76	1,35		
21	105,77	1356,81	2168,24	3630,81		0,04	0,51	0,81	1,35		
22	98,93	1421,06	2375,61	3895,59		0,04	0,56	0,93	1,53		
23	101,72	1456,55	2362,39	3920,66		0,04	0,6	0,97	1,61		
24	99,9	1382,72	2467,07	3949,69		0,04	0,6	1,06	1,7		
25	99,7	1294,09	2375,05	3768,84		0,04	0,58	1,07	1,69		
26	101,57	1342,43	2294,76	3738,77		0,05	0,63	1,08	1,75		
27	97,87	1319,91	2352,89	3770,67		0,05	0,64	1,15	1,84		
28	96,02	1343,15	2582,25	4021,43		0,05	0,68	1,31	2,04		

Рис. 3.2.4. Полученные значения, выведенные в файл.

Проведено исследование изменения индикатрисы ИК излучения ДУ при разной температуре центрального эллипсоидного тела. Для наглядности выведем аппроксимированные графики разными цветами на одном:

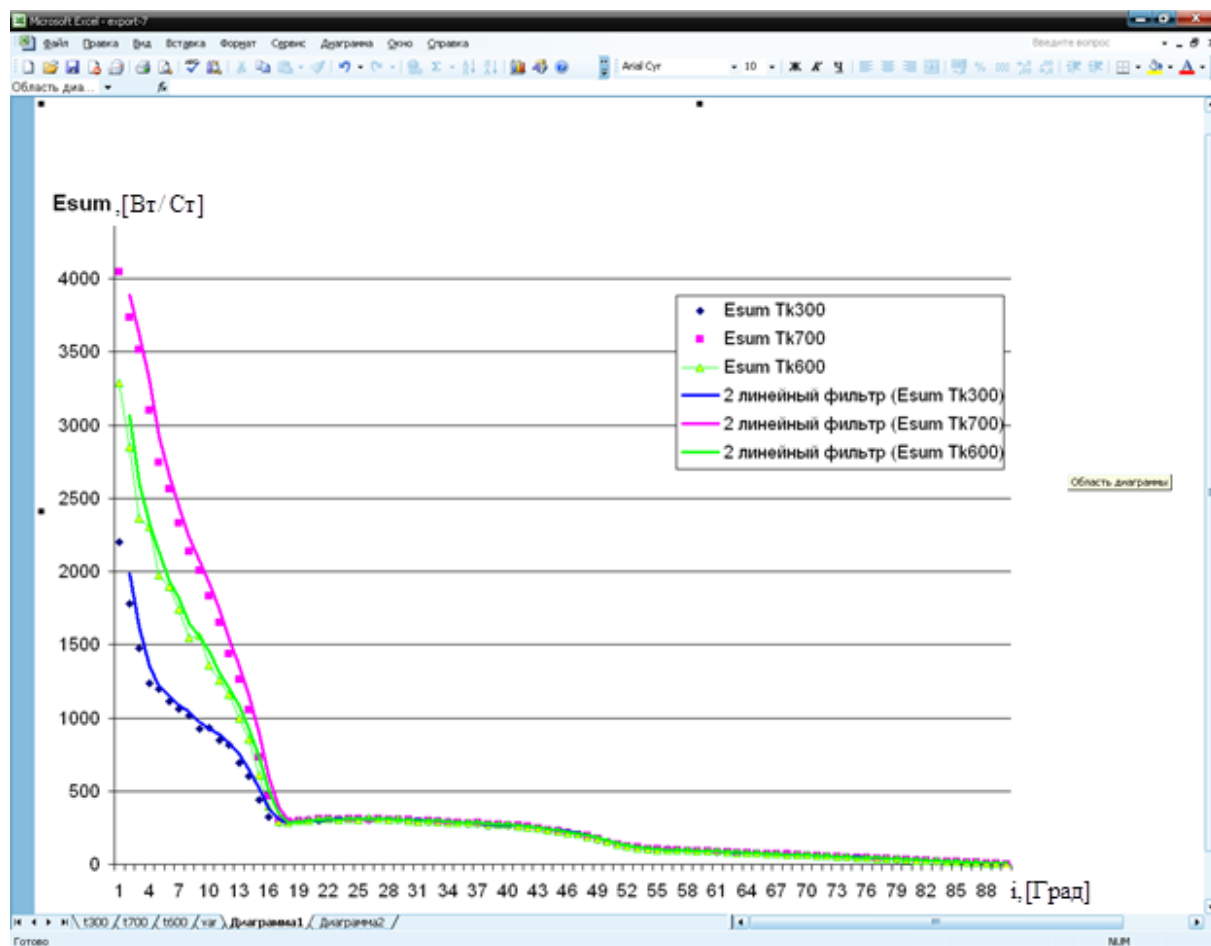


Рис. 3.2.5. Сравнение результатов при различных температурах кока.

Как наглядно видно из графика (рис. 3.2.5), снижение температуры кока дает значительное снижение интенсивности излучения. Это позволяет сделать вывод, что работы по снижению температуры центрального эллипсоидного тела является первоочередными для снижения риска ЛА быть обнаруженными.

3.3. Математическое моделирование излучения ДУ АЛ-31Ф в ИК диапазоне.

В качестве примера проведения расчётов и оценки ИК излучения реальных излучателей выполнено исследование ДУ АЛ-31Ф. Данная силовая установка относится к серии авиационных высокотемпературных турбореактивных двухконтурных двигателей с форсажными камерами, разработанная под руководством А. М. Люльки в НПО «Сатурн».

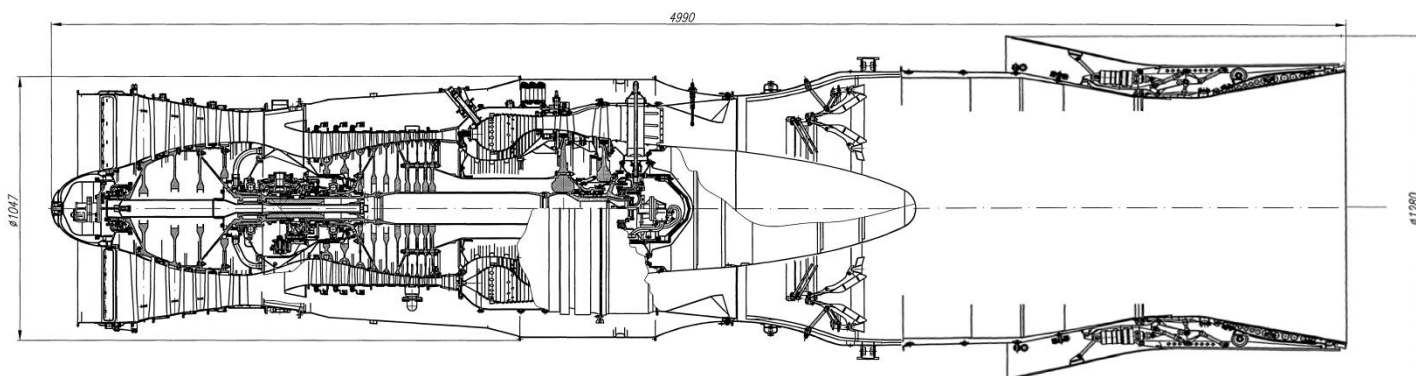


Рис. 3.3.1. Продольный разрез двигателя.

Имя выдающегося конструктора Архипа Михайловича Люльки легло в название двигателя, "Ф"- расшифровывается как «форсажная камера». На «Сатурне» АЛ-31 имеет название Изделие 99. Проектирование двигателя началось в 1973 году, первые испытания прошли в 1977, а государственные испытания успешно завершились в 1985 году. С 1981 года двигатели АЛ-31 производятся на УМПО (г. Уфа) и «ММПП Салют» (г. Москва). Данная силовая установка применяется на истребителях четвёртого поколения СУ-27 и его модификациях. Исходные данные получены из [73].

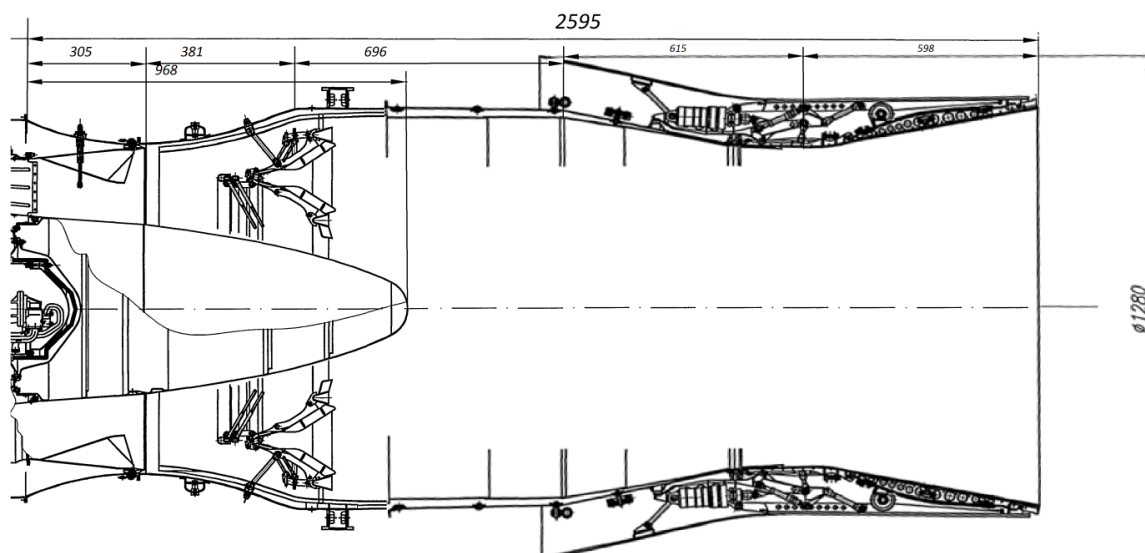


Рис. 3.3.2. Размеры внутренней поверхности ДУ.

Сопло моделируется конусами, цилиндрами, гиперболами, турбина кольцом, центральное тело эллипсоидом.

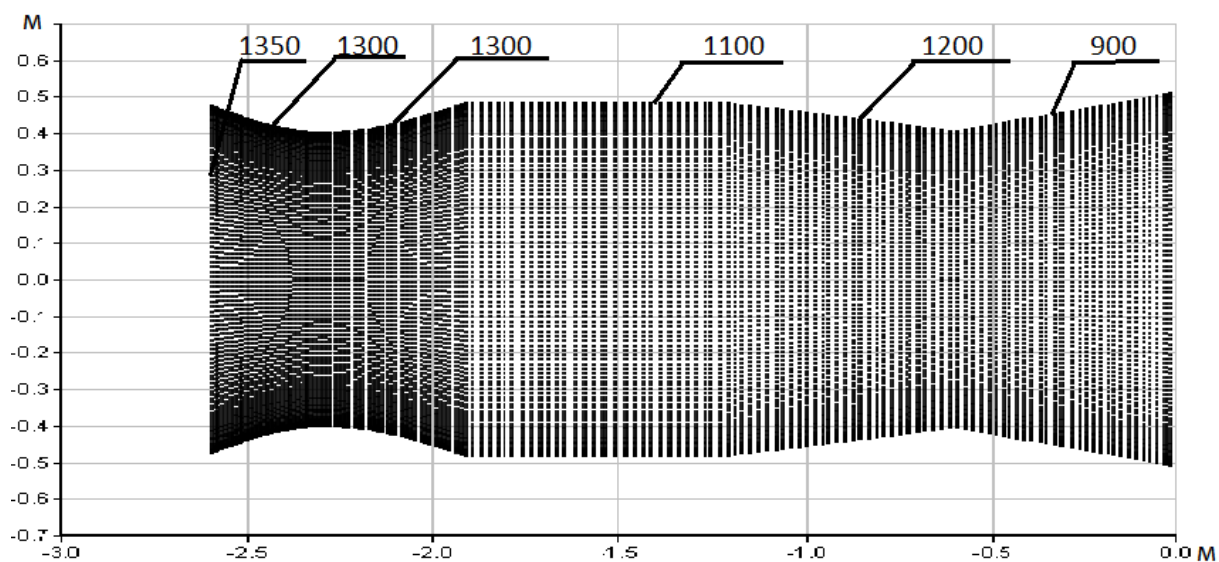


Рис. 3.3.3. Схематичное изображение сопла с визуализацией разбиения на элементарные площадки и распределением температур.

Фигура	Температура	Количество ячеек	Степень черноты
Конус	900°C	25500	0,85
Конус	1200°C	25500	0,85
Цилиндр	1100°C	25500	0,85
Гипербола	1300°C	25500	0,85
Гипербола	1300°C	25500	0,85
Турбина	1350°C	7500	0,85
Кок	1270°C	12000	0,85

Результаты расчётов приведены на рисунке 3.3.4.

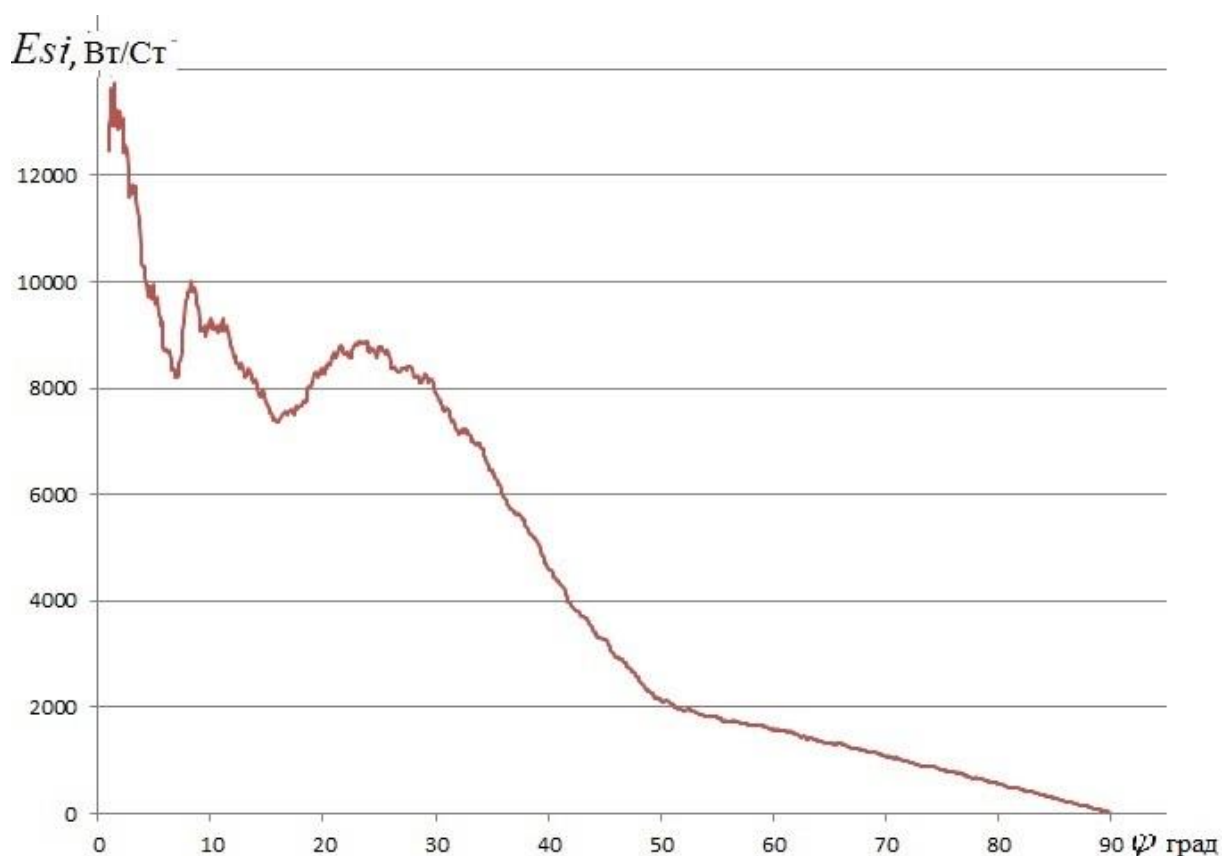


Рис. 3.3.4. Индикатриса излучения ДУ АЛ-31Ф.

Проведя анализ рисунка 3.3.4. можно сделать вывод, что излучение имеет высокий уровень в широком диапазоне углов. Для снижения этого уровня, предложен специальный экран. Он представляет собой

цилиндрическую поверхность, расположенную за срезом сопла. Диаметр экрана превышает диаметр сопла (рис. 3.3.5).

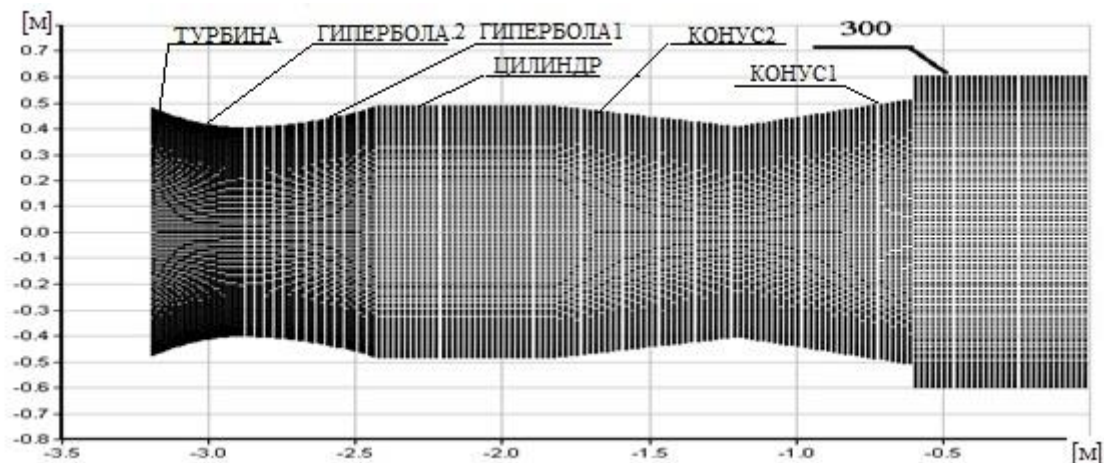


Рис. 3.3.5. Схематичное изображение сопла и экрана.

Проведены расчёты для экранирующего элемента с различным радиусом (r), длиной (H) и расстоянием до плоскости среза сопла (h). Результаты исследования приведены на рисунке 3.3.6.

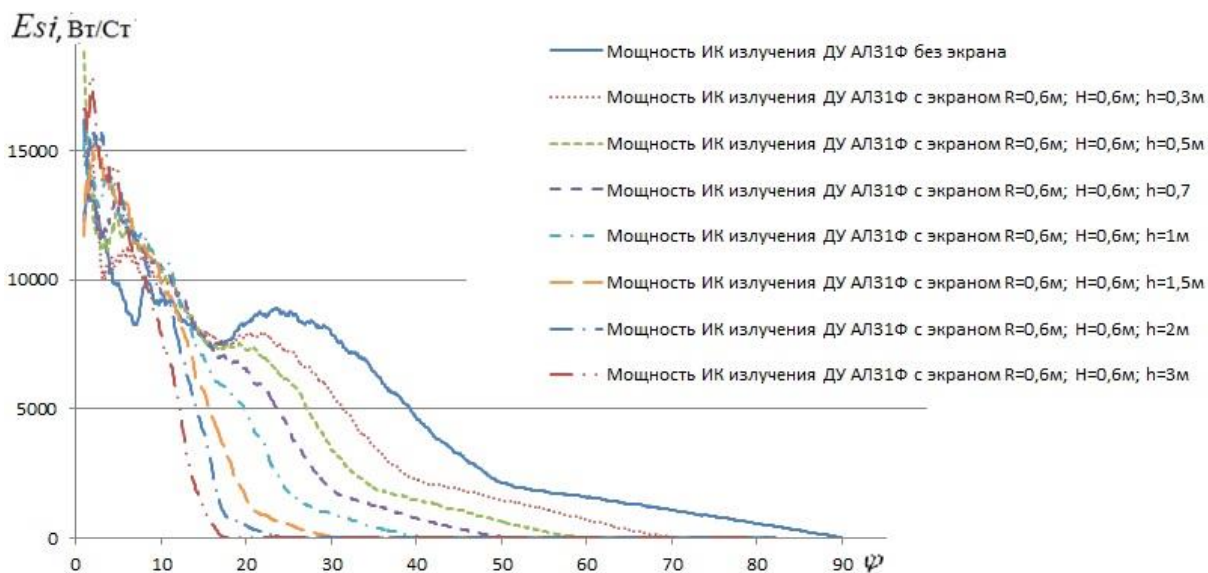


Рис. 3.3.6. Индикатриса излучения ДУ АЛ-31Ф с установленным экранирующим элементом.

Применение специальных экранов больших размеров является более предпочтительным с точки зрения снижения ИК излучения, но труднореализуемым с точки зрения аэродинамики и манёвренности ЛА.

Использование дополнительного элемента различных характеристик позволяет значительно снизить ИК излучение в диапазоне углов от 10° до 90°. Общая эффективность возрастает незначительно при увеличении размера экрана, начиная длины 0,85м. При использовании специального экранного устройства наблюдается значительное (до 98%) снижение ИК излучения в радиальном направлении. При этом уровень излучения вдоль оси возрастает. Таким образом, видимость ЛА для фотоприёмников, чувствительных к излучению в области ИК спектра сводится к небольшому углу вдоль оси симметрии ДУ. Учитывая, что для наземной ИК аппаратуры наибольшее значение имеет излучение в радиальном направлении, использование устройства может быть эффективным.

Оценка эффективности применение экранов:

	0,3 метра	0,5 метра	0,7 метра	1 метра	1,5 метра	2 метра	3 метра
1-10 градусов	-11,14%	-19,45%	-16,64%	-23,54%	-22,18%	-25,30%	-20,88%
10-20 градусов	-1,96%	0,21%	2,50%	12,90%	35,43%	54,39%	77,38%
20-30 градусов	18,00%	33,97%	53,65%	75,94%	94,23%	98,92%	99,59%
30-40 градусов	44,36%	67,15%	80,53%	93,60%	99,49%	99,49%	99,48%
40-50 градусов	40,45%	67,54%	89,95%	99,10%	99,11%	99,10%	99,10%
50-60 градусов	40,56%	86,58%	98,76%	98,77%	98,77%	98,76%	98,78%
60-70 градусов	77,36%	98,77%	98,77%	98,77%	98,77%	98,79%	98,78%
70-80 градусов	98,74%	98,76%	98,75%	98,78%	98,76%	98,77%	98,73%
80-90 градусов	98,76%	98,80%	98,77%	98,78%	98,80%	98,73%	98,79%
	45,01%	59,15%	67,23%	72,57%	77,91%	80,18%	83,30%

Исследование эффективности экранирования струи горячих для снижения излучения ДУ ЛА с помощью сопловых защитных экранов показало высокую эффективность их применения. При этом геометрия экрана (длина и диаметр) являются важными параметрами, определяющими его эффективность. При этом выбор геометрии экрана

определяется конструкторами ЛА и зависит от целей экранирования.

3.4. Сравнение метода Монте-Карло и метода направляющих косинусов.

Для оценки полученных результатов, сравним их с результатами другого метода - метода направляющих косинусов. При сравнении результатов использовалась программа расчёта, разработанным Яценко Б.Ю.

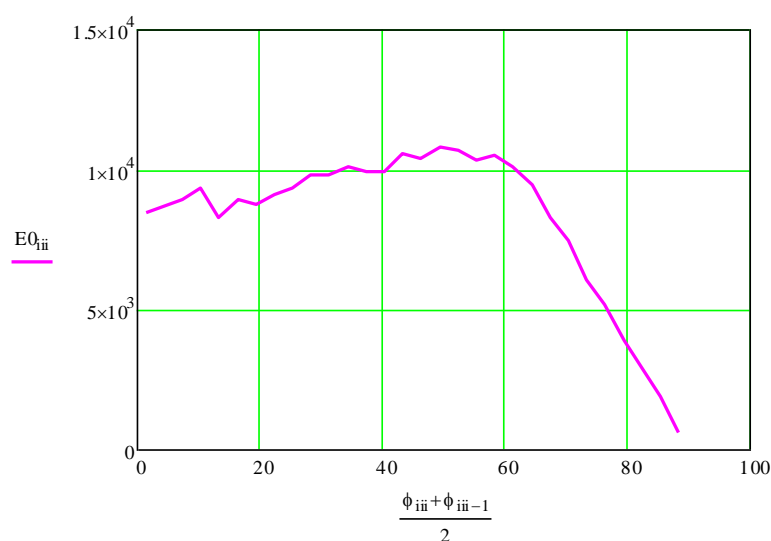


Рис. 3.4.1. Расчёт алгоритмом Thermal Radiation на основе метода Монте-Карло.

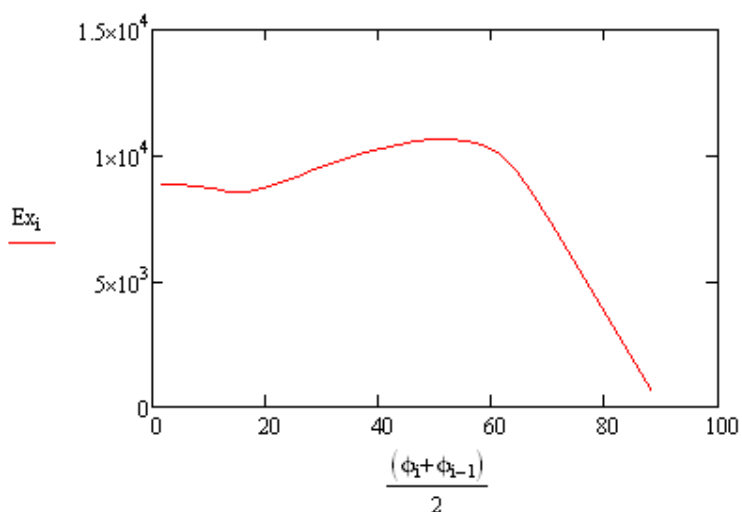


Рис. 3.4.2. Расчёт алгоритмом Яценко Б.Ю. на основе метода направляющих косинусов.

Как видно из графиков, они полностью идентичны, что подтверждает верность данной методики и расчетов.

3.5. Сравнение расчёта прямого и отражённого излучения, рассчитанного методом Монте-Карло для модели ДУ ЛА.

Для проведения численных экспериментов заданы следующие конфигурации сопла:

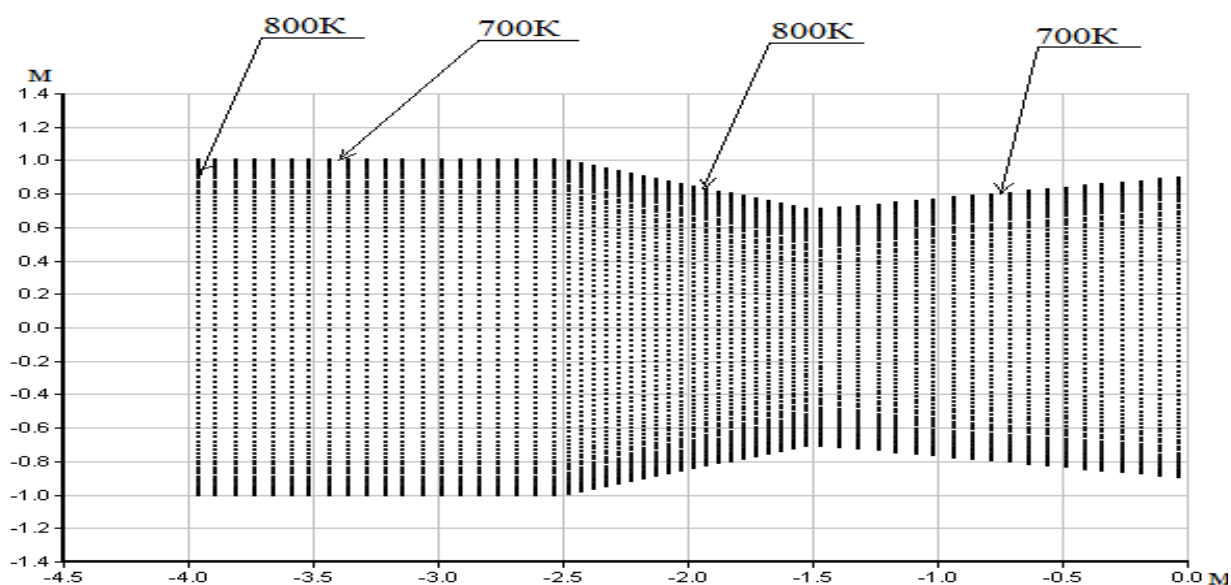


Рис. 3.5.1. Конфигурация расчётной модели ДУ ЛА с указанием размеров и температур.

Исходные данные:

- степень черноты всех элементов 0.8;
- температура распределена согласно рисунку 3.5.1;
- геометрия представлена на рисунке 3.5.1 (точки моделируют ячейки).

Ниже приведены результаты расчёта ИК излучения данной моделью, при расчётах были использованы следующие параметры:

- радиус полусферы суммирования = 10м;
- максимальное число разбиений полусферы суммирования по углу $\phi = 90$;
- количество излучающих площадок сопла = 350 000;

- количество излучающих площадок турбины = 250 000;
- количество излучающих площадок кока = 200 000;
- температура кока 500К



Рис. 3.5.2. Сравнение прямого и полного ИК излучения.

Доля прямого излучения в полном в диапазоне углов:

1-10 градусов	10-20 градусов	20-30 градусов	30-40 градусов	40-50 градусов	50-60 градусов	60-70 градусов	70-80 градусов	80-90 градусов	общее
92,42%	93,76%	78,28%	76,98%	77,86%	80,80%	81,47%	84,24%	94,90%	84,52%

Сравнение результатов расчёта прямого и полного расчёта излучения потока лучистой энергии элементов внутренней поверхности ДУ ЛА в заднюю собирающую полусферу позволяет сделать вывод о том, что доля отражённого излучения составляет 11-17% от общего.

3.6. Проверка алгоритма расчётной модели

3.6.1. Расчёт пространственного распределения лучистой энергии от цилиндрического источника излучения и двух тарельчатых отражателей

В качестве объекта математического моделирования пространственного распределения лучистой энергии с использованием разработанного метода был выбран излучатель, состоящий из цилиндрического диффузного источника излучения и тарельчатого отражателя, образованного внешними поверхностями двух соосных диффузно отражающих круговых прямых усечённых конусов, вершины которых обращены друг к другу и опираются на основания расположенного между ними цилиндрического светящего тела (рис. 3.6.1).

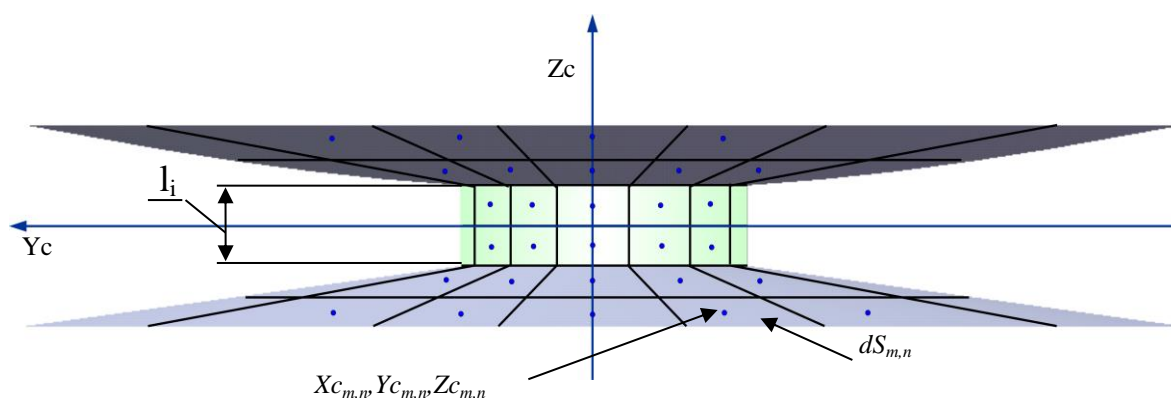


Рис. 3.6.1 - Модель излучателя с тарельчатым отражателем.

Для расчёта модель излучателя, приведённая на рисунках 3.6.1, 3.6.2, разбита на элементарные площадки $dS_{m,n}$ с координатами центров $X_{c_{m,n}}$, $Y_{c_{m,n}}$, $Z_{c_{m,n}}$. Пространственное распределение отражённого излучения находилось в результате численного интегрирования потока излучения по сфере суммирования радиуса L , которая окружает излучатель (рис. 3.6.2). Сфера суммирования также разбита на элементарные площадки $dF_{i,j}$ в соответствии с заданными параметрами разбиения по азимутальному θ_j и зенитному φ_i углу. В произвольном случае радиус L сферы суммирования

может быть выбран любым. Результаты расчёта приведены на рисунке 3.6.4 в виде зависимости, характеризующей изменение безразмерной силы излучения (I/I_{\max}) от угла наблюдения $\zeta_{i,j,m,n}$.

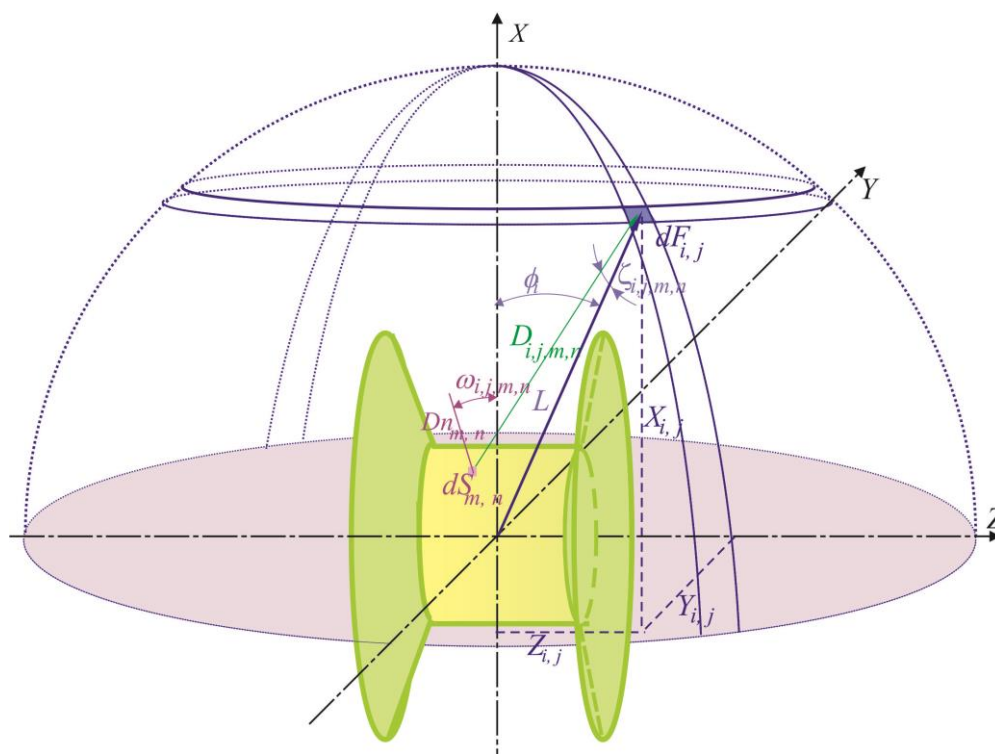


Рис. 3.6.2 - Поверхность излучателя и сфера суммирования.

Для экспериментального подтверждения разработанного метода расчёта пространственного распределения лучистой энергии от сложных излучателей выбран метод светового моделирования. Он получил большое распространение, поскольку заметно упрощает задачу экспериментального определения индикатрисы любого излучателя. Приборы для измерения светового излучения во многих случаях проще и точнее измерительных приборов тепловой радиации [75] – радиометров, пирометров или болометров. Данное утверждение справедливо и по настоящее время – тепловизионная аппаратура, несмотря на широкую распространённость, остаётся дорогой и не всегда удовлетворяет специфическим запросам конкретных исследований. Законы распространения теплового излучения подчиняются законам геометрической оптики (в макроскопическом масштабе), поэтому между оптическим и тепловым излучением в ряде

случаев можно поставить знак равенства. Кроме того, в модельных условиях не происходит сколько-нибудь заметного изменения теплового состояния источника излучения и, таким образом, исключается воздействие конвективных и индуктивных потерь тепла на индикатрису излучения.

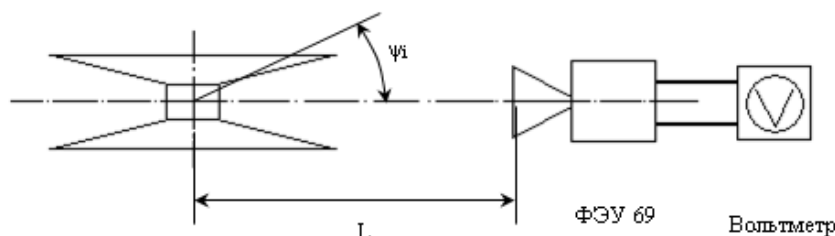


Рис. 3.6.3. Схема светового эксперимента.

Конструктивно экспериментальный узел представлял цилиндрическую люминесцентную лампу (Рис. 3.6.3), на которой соосно закреплены два прямых круговых конических отражателя.

Измерения индикатрисы проводились по схеме, рекомендованной ГОСТ-17677-82. Для этого источник излучения устанавливался на поворотном устройстве таким образом, чтобы вертикальная ось вращения стола была перпендикулярна оси симметрии излучателя и проходила через его оптический центр. Между источником излучения и фотоприемником, находящимся на удалении L , расположена система экранов для защиты от рассеянного излучения.

Изменение угла наблюдения ψ_i осуществлялось вращением поворотного стола с излучателем относительно неподвижного фотоприёмника. В качестве приёмника оптического излучения использовался фотоэлектронный умножитель ФЭУ-69А. Перед каждым экспериментом производилась тарировка ФЭУ-69А с использованием стандартного источника излучения (лампа СИ-8-200) и оптического делителя. Оптические измерения проводились в области линейной

зависимости потока излучения от сигнала фотоприёмника.

Расчётные и экспериментальные результаты приведены на рисунке 3.6.4. Согласно полученным данным, математическая модель точно описывает экспериментальные закономерности пространственного распределения лучистого потока рассмотренного излучателя.

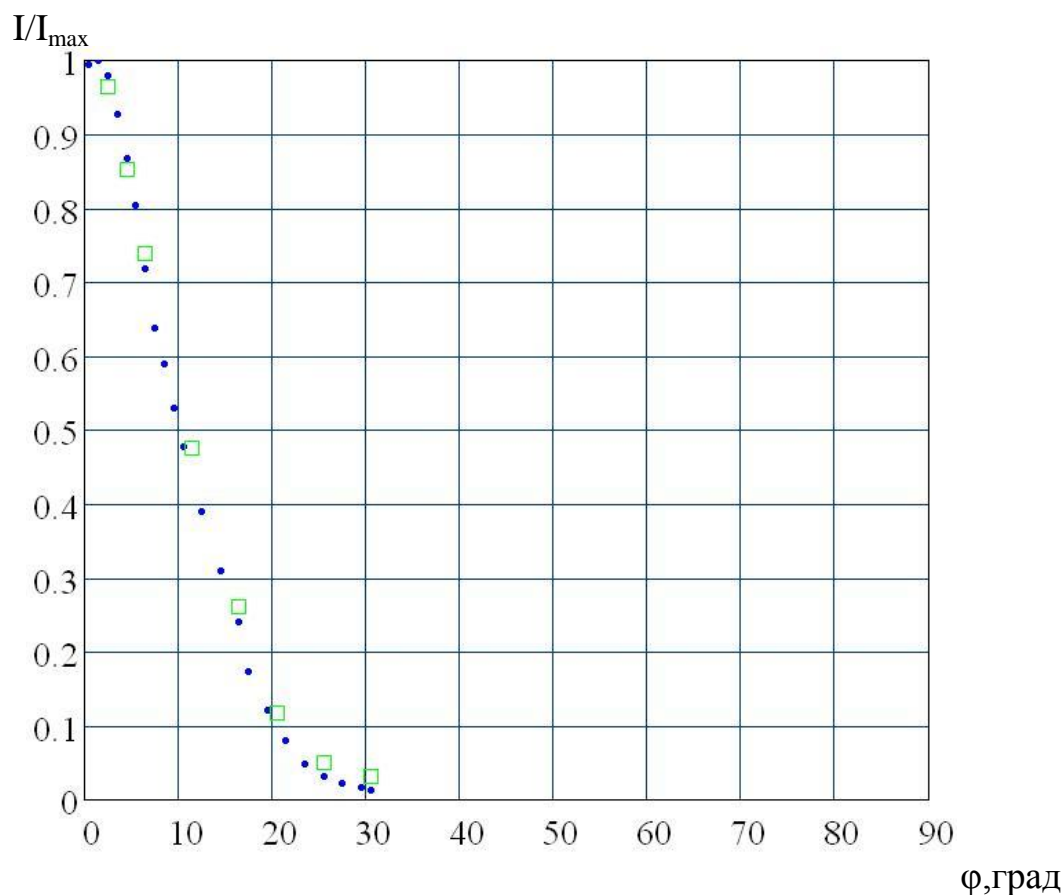


Рис. 3.6.4. Зависимость безразмерной силы излучения от угла наблюдения

○ - эксперимент, □ - расчет, $l_i=1$ мм.

Максимальное расхождение экспериментальных и расчётных данных не превышает 3%. Такая погрешность создаёт предпосылки для успешного моделирования излучателей с разнообразной геометрией в случае диффузных свойств отражающих поверхностей.

3.6.2. Экспериментальная проверка программы Thermal Radiation расчёта пространственного распределения лучистой энергии от ДУ ТС21

Рассматривается малогабаритный двигатель ТС21 в качестве объекта математического моделирования пространственного распределения лучистой энергии с использованием разработанного метода. Объектом исследования является внутренняя часть ДУ, которая моделируется цилиндром, эллипсом и кольцом.

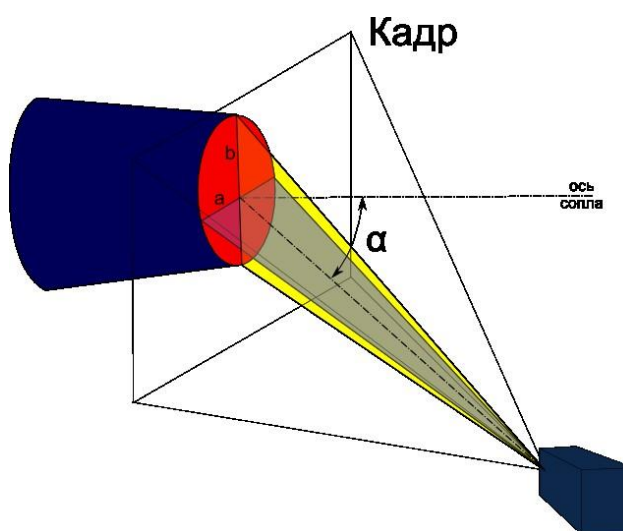


Рис. 3.6.1. Исследование тепловизионными системами.

Для экспериментальной методом термографирования был использован тепловизора FLIR S60. Съёмка двигателя производилась на расстоянии 2м. Степень черноты было выбрано значение 0,76. Для обработке изображения применялся метод «излучающего диска». Метод опирается на базовые понятия термографии:

- поле зрения прибора;
- разрешающая способность прибора;
- мгновенный угол зрения.

Использование этих понятий в анализе позволяет обходиться без необходимости проведения дополнительных измерений или использования

дополнительного оборудования. Результаты эксперимента приведены в таблице.

Угол, град	Сила излучения, Вт/ср
FLIR, $\epsilon=0,85$	
65	19,328552
65	17,96
65	16,591448
27	59,3256
27	52,04
27	44,7544

Также был проведён эксперимент с применением спектрофотометра ИКС-29.

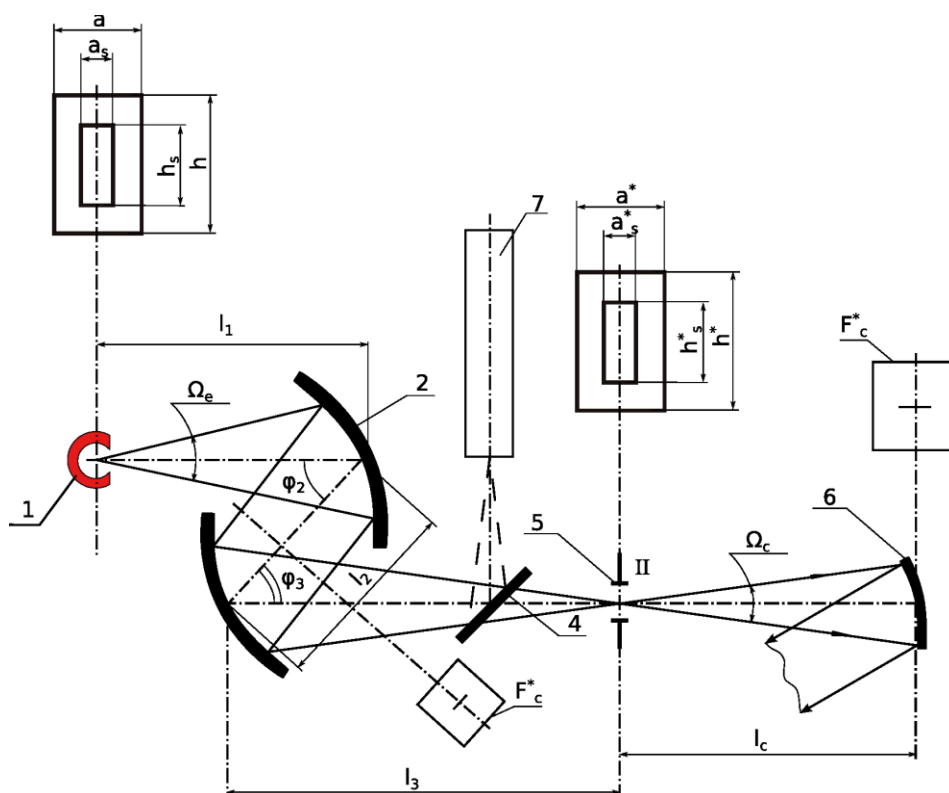


Рис. 3.6.2. Оптическая схема измерения температуры глобара.

Температура глобара определялась для степени черноты 0,85 и коэффициента пропускания внешней оптической системы 0,912673.

Результаты эксперимента приведены в таблице.

Угол, град	Сила излучения, Вт/ср
IKS29	
65	22,736
65	19,6
65	16,464
45	51,04
45	44
45	36,96

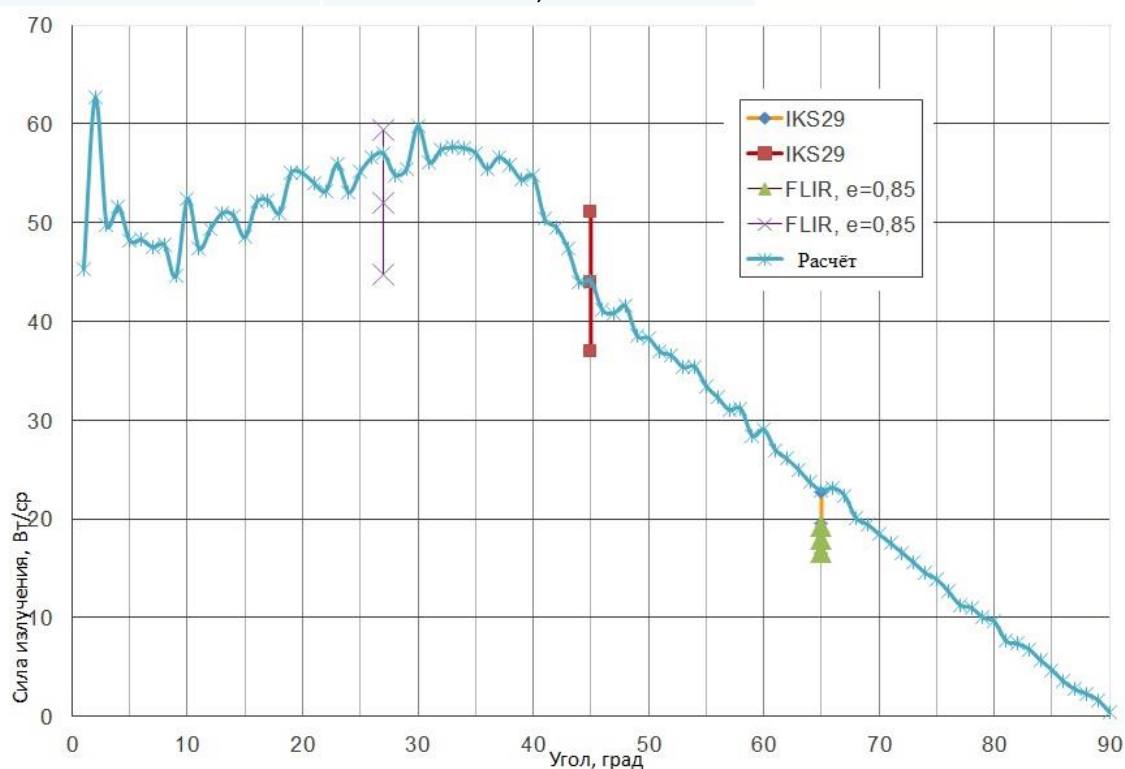


Рис. 3.6.3. Сравнение результатов расчёта и эксперимента с применением тепловизора FLIR S60 и спектрофотометра ИКС-29.

Совпадение экспериментального исследования и расчётных данных позволяет утверждать о верности разработанной модели для расчёта ИК излучения сложного излучателя.

Наличие совпадения пространственного распределения лучистой энергии, рассчитанное с использованием разработанного метода, как для простейших излучателей (диск, сфера, цилиндр и др.) с результатами их аналитических решений, так и для более сложных излучателей, с данными

модельного физического эксперимента, позволяет сделать вывод о перспективности использования данной методики в технике.

Разработанная математическая модель востребована при расчёте пространственных лучистых потоков от сложных излучателей, например, двигателей и корпусов летательных аппаратов, у которых диффузно излучающие и отражающие поверхности сложной формы задаются в виде массива точек с координатами X_i, Y_i, Z_i .

Основные результаты и выводы

В исследовании был представлен разработанный алгоритм расчета индикатрисы сложного ИК- источника излучения с использованием метода Монте-Карло, а также представлено описание и примеры работы программы, использующей этот алгоритм.

Для получения данных результатов были решены следующие задачи:

1. Решена комплексная задача о связи газодинамического течения потока в ДУ с излучением ИК на выходе ЛА. Разработан пакет прикладных программ (ППП), написанный на языке C++, позволяющий проводить численные эксперименты на ЭВМ средней мощности. Он имеет интуитивно понятный, дружелюбный интерфейс. ППП имеет гибкую структуру, то есть позволяет задавать параметры геометрических фигур, их теплофизические характеристики, сочетаемость геометрических фигур может задаваться пользователем, причем данная сочетаемость может отличаться от предложенной модели. Исходными данными для проведения расчётов может быть файл, содержащий информацию о координатах и теплофизических параметрах каждого излучающего элемента сложного излучателя произвольной геометрии. Код программ имеет понятную структуру, используемые в нём функции могут быть легко встроены в другой программный код. Их усовершенствование не требует значительного изменения первоначальных функций. При этом вывод результатов задаётся в желаемом пользователем виде.

2. Проведён расчёт ИК излучения модели ДУ АЛ-31Ф. Предложено экранирующее устройство, снижающее ИК излучение и проведён анализ её эффективности. Предложенное устройство позволило снизить уровень ИК излучения более чем на порядок величины в 90% телесного угла задней полусферы.

3. Проведён натуральный эксперимент по расчёту пространственного распределения лучистой энергии от малогабаритного двигателя ТС21. Полученные данные ИК излучения совпадают с результатами расчётов разработанного ППП с точностью до 3%.
4. Рассчитана индикатриса прямого инфракрасного излучения элементов турбины, кока и реактивного сопла ДУ ЛА в собирающую полусферу. Исследована зависимость потока излучения от температуры отдельных излучающих поверхностей. Рассчитана индикатриса ИК излучения элементов турбины и внутренней поверхности сопла с учётом переотражения в заднюю полусферу сопла ДУ ЛА. Проведена оценка ИК излучения элементов турбины и реактивного сопла ДУ ЛА в собирающую полусферу. Получены зависимости интенсивности излучения от показателей коэффициента отражения поверхностей.
5. Разработанный алгоритм использует вероятностный подход, что приближает смоделированный процесс испускания и отражения луча к реальному физическому. Разработанный алгоритм подходит к любому геометрическому приближению двигателя.

Список использованной литературы

1. Ховард Б. 20 технологий будущего // PC Magazine / RE.- 2003,- №11, - с. 3-7.
2. Нулз Д. Средства инфракрасного противодействия // PC Magazine / RE,- 2003,- №11, -<http://pcmag.ru/default.asp/26/01/2004/>
3. Кулалаев В.В. Определение времени процесса срыва сопровождения цели оптической системой самонаведения при воздействии организованных помеховых оптических сигналов устройства противодействия // Авиационно-космическая техника и технология. -2004. -№8.-С.42-45.
4. Криксунов Л.З. ,Справочник по основам инфракрасной техники- М . Советское радио,1978.
5. Трембач В.В. Световые приборы (теория и расчет).-М. :Высшая школа,1972.
6. Медведев В.Е., Парицкая Г.Г.Расчет освещенности в изображении. 1.Общая методика//Оптика и спектроскопия.1966.Т.21.Вып.5.С.638-642.
7. Парицкая Г.Г.Медведев В.Е. Расчет освещенности в изображении. 2.Спектральные приборы с вогнутыми дифракционными решетками// Оптика и спектроскопия. 1967. Т. 22. Вып. 6. С. 819-823.
8. Куц О.К., Митин А.И. Расчет светораспределения зеркальных симметричных поверхностей с протяженными источниками света на ЭВМ// Светотехника. 1976. №6.С. 5-8.
9. Куц О.К.,Софронов Н.Н. Расчет зеркальных светильников на ЭВМ с использованием сплайнов//Светотехника, 1985,№ 12,с.19-21.
10. Глебов Б.Н., Лангхаммер Г. Об учете погрешностей формообразования отражателей//Светотехника,1985,№12,с.12-13.
11. Гавриленков В.А., Скорик В.И., Трембач В.В. К расчету кривой силы света параболоидного отражателя // Светотехника, 1965, №3, с. 23-25.
12. Гавриленков В.А.,Смолянский М.Ф.,Трембач В.В. Расчет на ЭВМ кривых силы света параболоидного отражателя с цилиндрическим светящим телом//Светотехника. 1983. №3. С. 15-16.
13. Коробко А.А., Куц О.К., Пятигорский В.М. Расчет профиля зеркального отражателя плоского световода// Светотехника. 1983. №3. С. 5-7.
14. Кожухар А.Ф.,Смолянский М.Ф. К вопросу математического моделирования зеркальных круглосимметричных поверхностей со спиральными телами накала различной ориентации//Светотехника и источники света/ Саранск. 1982.С. 139-144.

15. Куш О.К., Новикова О.И. Оптимизация фокального параметра прожектора по коэффициенту использования// Электротехническая промышленность. Светотехнические изделия. 1983. №6 С.5-6.
16. Проектирование отражателей осветительных приборов с помощью ЭВМ. Часть 1/Хори Ц. И др. Пер. с японского.-М.: ВЦП, 1979, № Б-1244,20с.-«Семэй гаккайдзасси»,1977,т.61, №5, с.259-266.
17. Проектирование отражателей осветительных приборов с помощью ЭВМ. Часть 2/Хори Ц. и др. Пер. с японского, М., ВЦП. 1979, № Б- 1243, 24 с.-«Семэй гаккайдзасси» 1977, Т. 61, №12, с.721-727.
18. Проектирование осветительных приборов с помощью ЭВМ/ Хори Ц. и др. Пер. с японского, М.: ВЦП 1979, 26 с.- «Тосиба рэбю», 1978, т. 33, № 1,с. 71-75.
19. Osamu Myodo, Masao Karino. A new method for computer aided design of tuminare reflectors. Jornal illuminaitng Engineering Sosienty, 1982, v.10, N 1, pp. 98-10.
20. Ухинов С.А. Расчет одной излучающей системы методом Монте- Карло // Методы и алгоритмы статистического моделирования/ Под. Ред. Г.А. Михайлова. – Новосибирск: ВЦ СО АН СССР. 1983.с107-115.
21. Корлет Р. Непосредственное применение метода Монте-Карло к расчету лучистого теплообмена в вакууме. Труды американского общества инженеров-механиков. Сер. Теплопередача. 1966.№4. с.41-45.
22. Тюлина Т.А., Николаев Е.Г. Расчет круглосимметричного облучателя с дисковым нагревателем на ЭВМ. Труды ВНИИ-ЭТО. М. 1978. Вып.11. с.33-37.
23. Хауэлл Дж., Перлмуттер М. Применение метода Монте-Карло для расчета лучистого теплообмена в излучающей среде, заключенной между серыми стенками // Теплопередача, 1964,№1. С.148-157.
24. Хауэлл Дж., Перлмуттер М. Метод Монте-Карло в задаче о лучистой теплопередаче в сером газе между двумя концентрическими цилиндрами// Теплопередача, 1964, №2, с.46-58.
25. И.В.Власов, В.И.Гук, и др. Расчет индикатрисы излучателя. Рабочие процессы в подсистемах энергосиловых установок: Тем. Сб. науч. Тр./МАИ.-1987.С.51-59
26. И.В.Власов, В.И. Гук и др. Расчет индикатрисы протяженных излучателей. Физико-технические проблемы проектирования энергосиловых установок:Тем. Сб. науч. Тр. /МАИ-М.: Изд-во МАИ,1988. С 43-52.
27. Суринов Ю.А. Интегральные уравнения теории переноса излучения в анизотропно рассеивающей среде (для обобщенной постановки пространственной задачи) // Теплофизика высоких температур/ АН СССР. 1965. Т.3. №3.

28. Филиппов Г.С., Николаенко В.С., Яценко Б.Ю. «Математическое моделирование пространственного распределения энергии сложного излучателя», Журнал «Вестник Московского авиационного института», 2013, т.21, №3.
29. Филиппов Г.С., Евдокимов И.Е., Яковлев А.А. «Проблемы снижения тепловой заметности двигателей ЛА» Журнал Научно-технический вестник Поволжья, №6, 2012, стр.223-227.
30. Филиппов Г.С., Евдокимов И.Е., Яковлев А.А. «Газодинамический и тепловой расчёт работы дозвукового сопла малогабаритного ТРД на базе турбостартера ТС-21» Журнал Научно-технический вестник Поволжья, №6, 2012, стр.228-233.
31. Филиппов Г.С., Николаенко В.С., Яценко Б.Ю., Евдокимов И.Е. «Расчет индикатрисы сложного излучателя» Журнал Научно-технический вестник Поволжья, №5, 2012, стр.50-54
32. Филиппов Г.С., Николаенко В.С., Яценко Б.Ю., Евдокимов И.Е. «Расчёт пространственного распределения энергии сложного излучателя» Журнал Вестник СГАУ, №1(39), 2013, стр.214-221
33. Журавлев Ю.А. и др. Расчет теплообмена в топке котла с учетом рассеяния излучения // ИФЖ. 1983. Т.44. №5
34. Дульнев Г.Н., Парфенов В.Г., Сигалов А.В. «Применение ЭВМ для решения задач теплообмена». Учебное пособие. Москва, 1990 г.
35. Михеев М.А., Михеева И.М. Основы теплопередачи, изд.2,–М., «Энергия», 1977.
36. Зигель Р., Хауэлл Дж., Теплообмен излучением /Пер. с англ. –М., «Мир», 1975.
37. Оцисик М. Н., Сложный теплообмен.- М., «Мир», 1976 г..
38. А.Г.Блох, Ю.А. Журавлев, Л.Н. Рыжков, Теплообмен излучением, Справочник,- М. Энергоатомиздат, 1991 г.
39. А.А. Храмичев, Л.Ф. Шевченко, Методический аппарат оценки характеристик ИК - излучения реактивных двигательных установок малозаметных ЛА. Труды ЦАГИ, вып. 2657, 2002, 1-140.
40. Беклемишев Д.В. Курс аналитической геометрии и линейной алгебры – М.:Физматлит,2003;
41. Березин В.М. Дайнов М.И. Защита от вредных производственных факторов при работе с ПЭВМ. Учебное пособие. -М.: Изд-во МАИ,2003;
42. Бобков Н.И. Голованова Т.В. Охрана труда на ВЦ: Методические указания к дипломному проектированию. -М.: Изд-во МАИ, 1995;
43. Борен К.,Хафмен Д. Поглощение и рассеяние света малыми частицами.- М.: Мир,1986;

44. Борисов Ю. Инфракрасные излучения- М.: Энергия, 1976;
45. Бортакровский А.С. Пантелеев А.В. Линейная алгебра в примерах и задачах- М.: Высшая школа,2005;
46. Власов В.И., Гук И.В., Николаенко В. С., Расчет индикатрисы- М.: МАИ, 1987;
47. Власов И.В., Николаенко В.С., Самодергин В.А. «Расчет пространственного распределения энергии от совокупности цилиндрических источников излучений». // Тематический сборник научных трудов- М.: МАИ, 1991;
48. Геворкян А.М. «Методические указания к организационно-экономической части дипломных проектов и работ» – М.: Мир, 1987;
49. Горелова М. Ю. «Управленческий учет. Методы калькулирования себестоимости». –М.: Издательско–консультационная компания «Статус-Кво 97», 2006;
50. Глухов В. В., Коробко С. Б., Маринина Т. В. Экономика знаний. – Спб.: Питер, 2003;
51. Дочев Д. Влияние дисплея на зрительный анализатор. // "Офтальмоэргономика: итоги и перспективы", -М.: 1991;
52. Зорич ВА. Математический анализ-М.: МЦНМО,2001;
53. Козелкин В.В., Усольцев И.Ф. Основы инфракрасной техники- М.: Машиностроение,1985.
54. Моисеева Н.К., Коньшева М.В. Управление маркетингом: теория, практика, информационные технологии. -М., Финансы и статистика, 2002.
55. Нартова Л.Г., Якунин В.И. Начертательная геометрия-М.: Дрофа, 2005 г.
56. Пахомов Б. С\C++ и MS Visual C++2008- Спб.: БХВ-Петербург, 2008 г.
57. Подбельский В.В., Фомин С.С., Программирование на языке Си- М.: Финансы и статистика, 2003г.
58. Соболев И.М. Метод Монте-Карло // Популярные лекции по математике вып. 46- М. Наука, 1968г.
59. Трембач В.В., Световые приборы- М. Высшая школа, 1990.
60. Суржиков С.Т., IX Международный симпозиум по радиационной плазмодинамике, Сборник научных трудов, Москва «Инженер», 2012, -282с.
61. Суржиков С.Т., Тепловое излучение газов и плазмы, -М. Издательство МГТУ им. Баумана, 2004 г. – 544с.
62. Имшенник В. С, Морозов Ю. И. Радиационная релятивистская газодинамика высокотемпературных явлений.—М.: Атомиздат, 1981. —88 с.
63. Дэвисон Б. Теория переноса нейтронов. М: Атомиздат. 1960. 520 с.
64. Марчук Г.И. Методы расчета ядерных реакторов. М.: Госатомиздат. 1961.667 с.

65. Султангазин УМ. Методы сферических гармоник и дискретных ординат в задачах кинетической теории переноса. Алма-Ата: Наука. Каз. ССР. 1979.268 с.
66. Чандрасекхар С. Перенос лучистой энергии. М.: Изд-во иностранной литературы. 1953.432 с.
67. Jeans J.H The Equations of Radiative Transfer of Energy. Monthly Notices Roy. Astron. Soc, 1917. V.78. P. 28-36.
68. McDonald P. W. The computation of transonic flow through two-dimensional gas turbine cascade // ASME Paper 71-GT-89,1971.
69. MacCormack R. W., Paullay A.J. Computational efficiency achieved by time splitting of finite difference operators//AIAA Paper 72-154, San Diego, 1972.
70. Rizzi A. W., Inouye, W. Time split finite volume method for three-dimensional blunt-body flows // AIAA Journal. 1973. V. 11. P. 1478 -1485.
71. Wick G.C. Uber Ebene Diffiisionsprobleme // Z. Phys. 1943. V. 121. P. 702.
72. Адрианов В.Н. Основы радиационного и сложного теплообмена. М.: Энергия. 1972.464 с.
73. Леонтьев М.К. Атлас деталей и узлов двухконтурного турбореактивного двигателя АЛ-31Ф, ОАО «НПО «Сатурн» НТЦ имени А. Льюльки, Москва, 2008г.
74. Хадсон Р. Инфракрасные системы- М. Мир,1972
75. Шилдт Г. Полный справочник по С++-М.: Издательский дом «Вильямс», 2003г.
76. Шорин С.Н., Поляк Г.Л., Колченогова И.П., Адрианов В.Н., Ермолаев О.Н. Световое моделирование лучистого теплообмена// Теплопередача и тепловое моделирование. М.: Изд. АН СССР,1959. С.365-418.
77. Якушенков Ю.Г. Теория и расчет оптико-электронных приборов- М.: логос,1999.
78. Кулалаев В.В., Определение времени процесса срыва сопровождения цели оптической системой самонаведения при воздействии организованных помеховых оптических сигналов устройства противодействия. Научно-технический журнал, Авиационно-космическая техника и технология, 8(16), Харьков, «ХАИ», 2004, с.42-45
79. The MANPADS menace: combating the threat to global aviation from man-portable air defence systems. Bureau of Political-Military Affairs and Bureau of International Security and Non-Proliferation, Washington, DC, September 20, 2005. /www.state.gov/t/pm/rls/fs/53558.htmS.
80. Shripad P. Mahulikar, Hemant R. Sonawane, G. Arvind Rao, Infrared signature studies of aerospace vehicles, 2010.
81. Frawley RC. IR suppressor. US Patent no. 6122907, September 26, 2000.

82. Lavergne M, Bosqui O, Allemand R. Helicopters equipped with jet dilution/deflection means for the combustion gases. US Patent no. 6123290, September 26, 2000.
83. Wollenweber GC. Method and apparatus for exhausting gases from gas turbine engines. US Patent no. 6971240 B2, December 6, 2005.
84. Iya SK, Roe GM. System and method for controlling the temperature and infrared signature of an engine. US Patent no. 7013636 B2, March 21, 2006.
85. Steyer W, Kieffer C.M., Jasany J.M., Hoffman J. Method and apparatus for suppressing infrared signatures. US Patent no. 6988674 B2, January 6, 2006.
86. Mathiasson U. Device for reducing the signature of hot exhausting gases. US Patent no. 6937181 B2, August 30, 2005.
87. Gustafsson T, Olsson O. Exhaust discharge system with low IR signature. US Patent no. 6385968 B1, May 14, 2002.
88. Siefker RG, Baily RV, Baker VD, Khalid SA, Loebig JC. Exhaust mixer and apparatus using same. US Patent no. 6606854 B1, August 19, 2003.
89. Papamoschou D. Mixing enhancement using axial flow. US Patent no. 6666016 B2, December 23, 2003.
90. Chew T, Moore CC, Harrold MC. Removable baffle infrared suppressor. US Patent no. 6253540 B1, July 3, 2001.
91. Hammond MH, Presz Jr WM. Multi-stage mixer/ejector for suppressing infrared radiation. US Patent no. 6016651, January 25, 2000.
92. Engelhardt M. Apparatus and method for electrical heating of aircraft skin for background matching. US Patent no. 4801113, January 31, 1989.
93. Miller RC, Seemann RJ. Infrared signature reduction of aerodynamic surfaces. US Patent no. 4991797, February 12, 1991.
94. Conway TG, McClean RG, Walker GW. Three color infrared camouflage system. US Patent no. 5077101, December 31, 1991.
95. Stevens WC, Sturm EA. Infrared radiation-interaction article and method of generating a transient infrared signature response. US Patent no. 5571621, November 5, 1996.
96. Beier K. Infrared radiation model for aircraft and re-entry vehicle. In: Proceedings of SPIE—The International Society for Optical Engineering: infrared technology—XIV, vol. 972. Bellingham, WA, USA: SPIE (Society of Photo-Optical Instrumentation Engineers); 1988. p. 363–74.
97. Noah MA, Kristl J, Schroeder JW, Sandford, BP. NIRATAM-NATO Infrared Air Target Model. In: Proceedings of SPIE—The International Society for Optical Engineering: surveillance technologies, vol. 1479. Bellingham, WA, USA: SPIE; 1991. p. 275–82.

98. Sven Perzon, Nicolas Douchin, Thierry Cathala, Andr e Joly, Aircraft infrared signature, taken into account body, engine and plume contributions, ITBMS 2009.
99. Bishop GJ, Caola M.J, Geatches RM, Roberts NC. SIRUS spectral signature analysis code. In: Proceedings of SPIE—The International Society for Optical Engineering, Targets and backgrounds—IX: characterization and representation, vol. 5075. Bellingham, WA, USA: SPIE; 2003. p. 259–69.
100. Iannarilli Jr FJ, Wohlers MR. End-to-end scenario-generating model forIRST performance analysis. In: Proceedings of SPIE—The International Society for Optical Engineering: signal and data processing of small targets, vol. 1481. Bellingham, WA, USA: SPIE; 1991. p. 187–97.
101. DiMarco JS. Closed loop modelling of imaging infrared missiles. Proceedings of SPIE—The International Society for Optical Engineering, Targets and backgrounds: characterization and representation—IV, vol. 3375. Bellingham, WA, USA: SPIE; 1998. p. 221–9.
102. Yu Y, Liu Y. Generation of realistic infrared image for moving objects. *Int J Infrared Millimeter Waves* 2004; 25(7):1087–97.
103. Yu W, Tu H, Wang Z, Wang Y, Peng Q. An infrared image synthesis model for high-speed targets. *Int J Infrared Millimeter Waves* 2002;23(12):1743–51.
104. Burch DE, Gryvnak DA. Laboratory measurement of the infrared absorption by H₂O and CO₂ in regions of weak absorption. In: Proceedings of SPIE—The International Society for Optical Engineering: optical properties of the atmosphere, vol. 142. Bellingham, WA, USA: SPIE; 1978. p. 16–24.
105. Mahulikar SP, Sane SK, Gaitonde UN, Marathe AG. Numerical studies of infrared signature levels of complete aircraft. *Aeronaut J* 2001;105(1046):185–92.
106. Rao GA, Mahulikar SP. Integrated review of stealth technology and its role in airpower. *Aeronaut J* 2002; 106(1066):629–41.
107. Decher R. Infrared emissions from turbofans with high aspect ratio nozzles. *J Aircraft* 1981;18(12):1025–31.
108. Krishnamoorthy V, Pai BR. Aerothermodynamics and infrared emission characteristics of simulated aeroengine jet plumes. Report by National Aerospace Laboratories, Bangalore, India. Document no. PD PR 9113, July 1991.
109. Lefebvre AH. Flame radiation in gas turbine combustion chambers. *Int J Heat Mass Transfer* 1984;27(9):1493–510.
110. Chu CW, Der J, Wun W. Simple two-dimensional nozzle plume model for infrared analysis. *J Aircraft* 1981;18(12): 1038–43.

111. Modest, M. F., and Zhang, H., "The Full Spectrum Correlated-k Distribution for Thermal Radiation from Molecular Gas-Particulate Mixtures," *Journal of Heat Transfer*, Vol. 124, No. 1, 2002, pp. 30–38.
112. Soufiani, A., and Taine, J., "High Temperature Gas Radiative Property Parameters of Statistical Narrow-Band Model for H₂O, CO₂ and CO, and Correlated-K Model for H₂O and CO₂," *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 40, No. 4, 1997, pp. 987–991.
113. La Rocca, A. J., "Artificial Sources," *The Infrared Handbook*, edited by W. L. Wolfe and G. J. Zissis, Office of Naval Research, Washington, DC, 1985, pp. 2.76–2.82.
114. Юн А.А., Крылов Б.А., Расчёт и моделирование турбулентных течений с теплообменом, смешением, химическими реакциями и двухфазных течений в программном комплексе Fastest-3D: Учебное пособие. –М.: Изд-во МАИ, 2007. – 116с.:ил.

Приложение.

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



СВИДЕТЕЛЬСТВО

о государственной регистрации программы для ЭВМ

№ 2013615942

Программа расчёта индикатрисы прямого инфракрасного излучения внутренней поверхности сопла двигательной установки летательного аппарата методом Монте Карло

Правообладатель: **Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (RU)**

Авторы: **Филиппов Глеб Сергеевич (RU),
Николаенко Владимир Сергеевич (RU)**

Заявка № 2013614220

Дата поступления 20 мая 2013 г.

Дата государственной регистрации

в Реестре программ для ЭВМ 24 июня 2013 г.

Руководитель Федеральной службы
по интеллектуальной собственности

Б.П. Симонов



РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



СВИДЕТЕЛЬСТВО

о государственной регистрации программы для ЭВМ

№ 2013616507

Программа расчета индикатрисы прямого инфракрасного излучения центрального тела сопла двигательной установки летательного аппарата методом Монте Карло

Правообладатель: *Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (RU)*

Авторы: *Филиппов Глеб Сергеевич (RU), Николаенко Владимир Сергеевич (RU)*

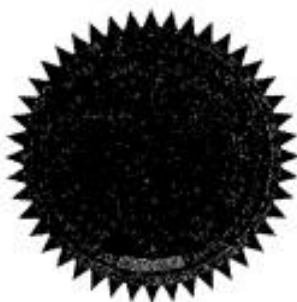
Заявка № **2013614294**

Дата поступления **20 мая 2013 г.**

Дата государственной регистрации
в Реестре программ для ЭВМ **10 июля 2013 г.**

*Руководитель Федеральной службы
по интеллектуальной собственности*

Б.П. Симонов



РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



СВИДЕТЕЛЬСТВО

о государственной регистрации программы для ЭВМ

№ 2013616607

Программа расчета индикатрисы прямого инфракрасного излучения турбины двигательной установки летательного аппарата методом Монте Карло

Правообладатель: *Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (RU)*

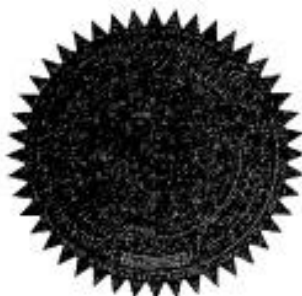
Авторы: *Филиппов Глеб Сергеевич (RU), Николаенко Владимир Сергеевич (RU)*

Заявка № **2013614286**

Дата поступления **20 мая 2013 г.**

Дата государственной регистрации
в Реестре программ для ЭВМ **11 июля 2013 г.**

*Руководитель Федеральной службы
по интеллектуальной собственности*



Б.И. Симонов

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

**СВИДЕТЕЛЬСТВО**

о государственной регистрации программы для ЭВМ

№ 2013616510

**Программа расчета индикатрисы прямого инфракрасного
излучения форсажной камеры двигательной установки
летательного аппарата методом Монте Карло**

Правообладатель: *Федеральное государственное бюджетное
образовательное учреждение высшего профессионального
образования «Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет)» (RU)*

Авторы: *Филиппов Глеб Сергеевич (RU),
Николаенко Владимир Сергеевич (RU)*

Заявка № **2013614295**Дата поступления **20 мая 2013 г.**

Дата государственной регистрации

в Реестре программ для ЭВМ **10 июля 2013 г.**

*Руководитель Федеральной службы
по интеллектуальной собственности*

**Б.И. Симонов**