

# **Пакет программ для согласованного моделирования движения и инфракрасного излучения ракет на активном участке полета.**

*А.К.Ким, В.Н.Лагуткин, А.П. Лукьянов, Ф.А.Козин, Ю.В.Радченко, Ю.В.Слынько.*

ОАО «МАК» Вымпел»

Разработан пакет программ, позволяющий проводить расчеты инфракрасного излучения ракет согласованно с расчетами их траекторий путем интегрирования уравнений движения на активном участке полета. Входными данными для согласованных расчетов являются конструктивные параметры ракет, конструктивные и тяговые характеристики ракетных двигателей, параметры двухфазных струй на срезе сопла. Выходными данными расчетов являются траектория полета и развертки по траектории основных характеристик излучения: спектральной плотности силы излучения, силы излучения в заданных спектральных диапазонах, пространственного распределения яркости излучения факела ракеты.

## **Введение**

При проектировании и исследовании характеристик инфракрасных средств и систем наблюдения ракет одной из основных задач является задача определения возможных вариаций и устойчивости характеристик наблюдения при изменении траекторий ракет различных классов, включая перспективные ракеты. Мгновенные характеристики ИК излучения факелов ракет существенно зависят от высоты и скорости полета, а также ракурса наблюдения. Следовательно, развертки по времени основных характеристик излучения в существенной степени зависят от траектории полета ракеты. В связи с этим актуальной является разработка интегрированного программного обеспечения для согласованного моделирования движения и ИК излучения ракет на активном участке полета. В данной работе предложен пакет программ, решающий эту задачу, дано его описание и приведены примеры его работы.

## **1. Общая блок-схема пакета программ.**

Общая структура, основные входные и выходные данные, модели и модули пакета программ показаны на блок-схеме, представленной на рис. 1.



Рис. 1.

## 2. Модель траектории и углового положения ракеты

Модель траектории и углового положения ракеты состоит из

- модели движения БР на АУ

- модели свободного движения БР или ГЧ для определения точки падения
- методов уточнения программы вывода для достижения требуемой точки падения и параметров траектории

### Физическая модель движения БР на АУ

При построении модели движения БР на АУ сделаны следующие предположения.

1. Заданы
  - $\varphi$  - широта точки старта
  - $\lambda$  - долгота точки старта
  - $T$  - время старта
  - $\alpha$  - азимут плоскости стрельбы
2. Движение БР на АУ происходит в плоскости пуска, заданной точкой старта, местной вертикалью и азимутом стрельбы. Это означает, что управление ракетой в боковом направлении (перпендикулярном этой плоскости), сводится к поддержанию нулевого значения бокового ускорения. Такой способ управления бокового перемещения БР типичен для ракет малой и средней дальности.
3. Характер траектории БР в плоскости пуска полностью определяется параметрами БР и программой управления

В качестве компонент фазового вектора ракеты в плоскости пуска используются: расстояние от центра гравитации  $r$ , длину дуги по поверхности Земли относительно точки старта  $\chi$ , модуль скорости БР относительно поверхности Земли  $V$  и угол наклона вектора мгновенного скорости БР относительно местной вертикали  $\psi$ , рис.2.

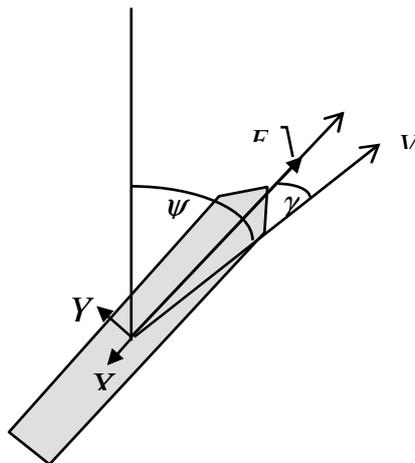


Рис. 2.

Движение центра масс БР на активном участке определяется системой дифференциальных уравнений, записанной в предположении, что центр аэродинамического давления совпадает с центром масс БР

$$\dot{V} = \frac{1}{M} [(F - X_a) \cos \gamma - Y_a \sin \gamma] - g \cos \psi \quad (2.1)$$

$$\dot{\psi} = \frac{1}{MV} [(F - X_a) \sin \gamma + Y_a \cos \gamma] - \left( \frac{g}{V} - \frac{V}{r} \right) \sin \psi \quad (2.2)$$

$$\dot{r} = V \cos \psi \quad (2.3)$$

$$\dot{\chi} = \frac{V}{r} \sin \psi \quad (2.4)$$

где

$M$  - текущая масса БР,

$F$  - сила тяги двигательной установки (ДУ) ракеты

$\gamma$  - угол между вектором скорости и продольной осью ракеты(угол атаки)

$X_a$  - продольная составляющая аэродинамических сил (лобовое сопротивление)

$Y_a$  - поперечная составляющая аэродинамических сил (подъемная сила)

$g$  - значение гравитационного ускорения в данной точке

Зависимость силы тяги ДУ от высоты (высотная характеристика) может бы записана в виде

$$F = \dot{M} V_{Jet} + S_{Jet} (P_{Jet} - P_h) \quad (2.5)$$

Где  $\dot{M}$  - секунднй массовый расход ,

$V_{Jet}$  - эффективная скорость истечения продуктов сгорания,

$S_{Jet}$  - площадь среза сопла,

$P_{Jet}$  - давление на срезе сопла в вакууме

$P_h$  - текущее значение атмосферного давления

Предполагая, что секунднй расход и эффективная скорость истечения продуктов сгорания постоянны за время работы ступени, сила тяги равна(2.6)

$$F = \dot{M} V_{Jet}^0 - S_{Jet} P_h \quad (2.6)$$

где  $V_{Jet}^0$  есть эффективная скорость истечения продуктов сгорания в вакууме.

Аэродинамические силы рассчитываются по формулам:

$$X_a = S_x \frac{\rho V^2}{2} \quad (2.7)$$

(Зависимость коэффициента лобового сопротивления от угла атаки не учитывается)

$$Y_a = S_y \frac{\rho V^2}{2} \sin \gamma \quad (2.8)$$

предполагая

$$\sin \gamma \approx \gamma \quad (2.9)$$

$$\cos \gamma \approx 1$$

и переобозначая

$$m = \frac{M}{\dot{M}} \quad (2.10)$$

$$S_m = \frac{S_x}{\dot{M}}$$

$$C_{yx} = \frac{C_y - 1}{C_x}$$

$$J_s = \frac{S_{Jet}}{\dot{M}}$$

Уравнения 1.1-1.2 могут быть записаны в виде:

$$\dot{V} = \frac{1}{(m-t)} \left[ V_{Jet} (1 - J_s P_h) - \frac{S_m \rho V^2}{2} \right] - g \cos \psi \quad (2.11)$$

$$\dot{\psi} = \left( \frac{g}{V} - \frac{V}{r} \right) \sin \psi - \frac{1}{(m-t)V} \left[ V_{Jet} (1 - J_s P_h) + \frac{S_m C_{yx} \rho V^2}{2} \right] \gamma \quad (2.12)$$

Где  $t$  есть время с момента старта.

Система дифференциальных уравнений (2.11-2.12) описывает движение БР после окончания участка вертикального подъема длительностью  $t_0$ . Предполагается, что система управления угловой ориентацией БР совершенна и БР не совершает угловых колебаний, искажающих траекторию движения центра масс.

Для интегрирования уравнений необходимо задать закон управления БР по углу тангажа или закон изменения угла атаки  $\gamma$ . В качестве типовых используются два варианта:

1. Кусочно-линейный закон изменения угла тангажа, задаваемый временами начала и окончания участков постоянной (в т.ч. нулевой) скорости изменения его значения (рис. 3)
2. «Гравитационная» программа вывода, при которой значение угла атаки поддерживается равным нулю, а разворот БР происходит только из-за силы тяжести (рис 4)

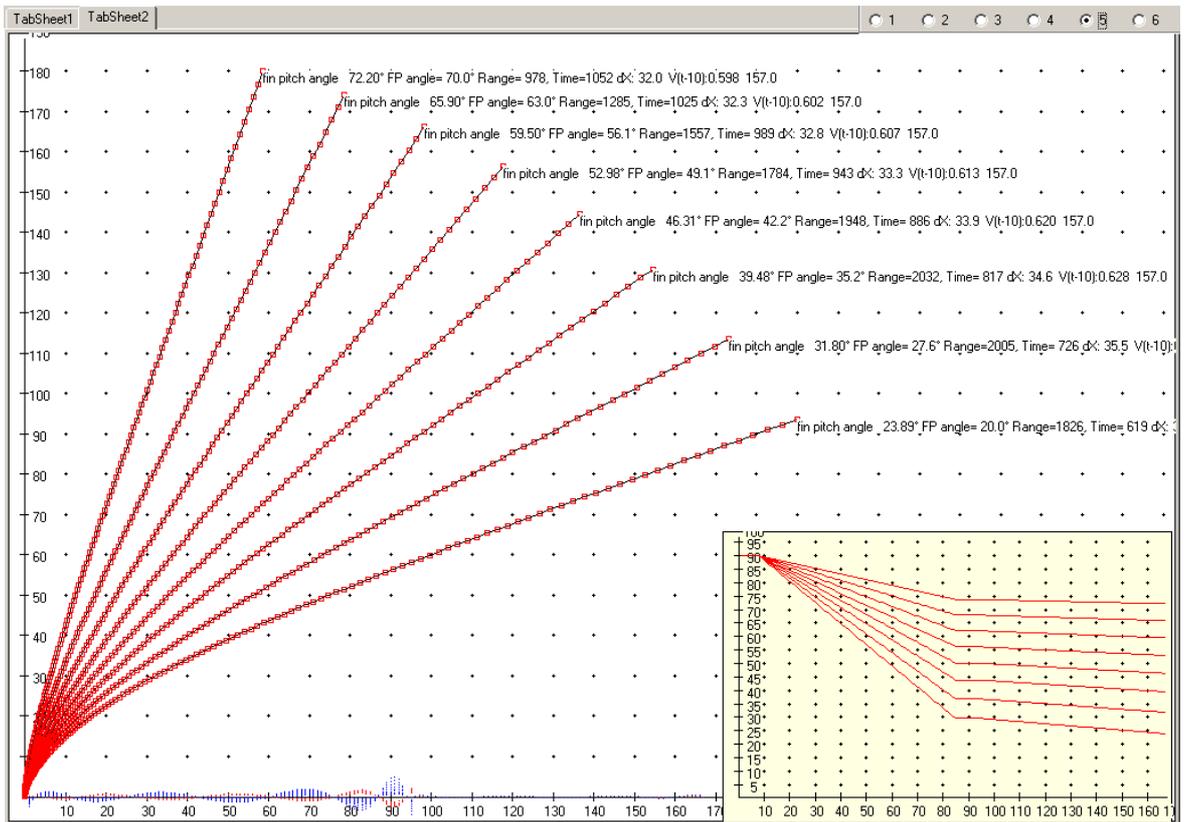


Рисунок 3. Развертки траекторий БР с различными углами бросания и законы управления по углу тангажа (внизу справа). Кусочно-линейная программа по тангажу

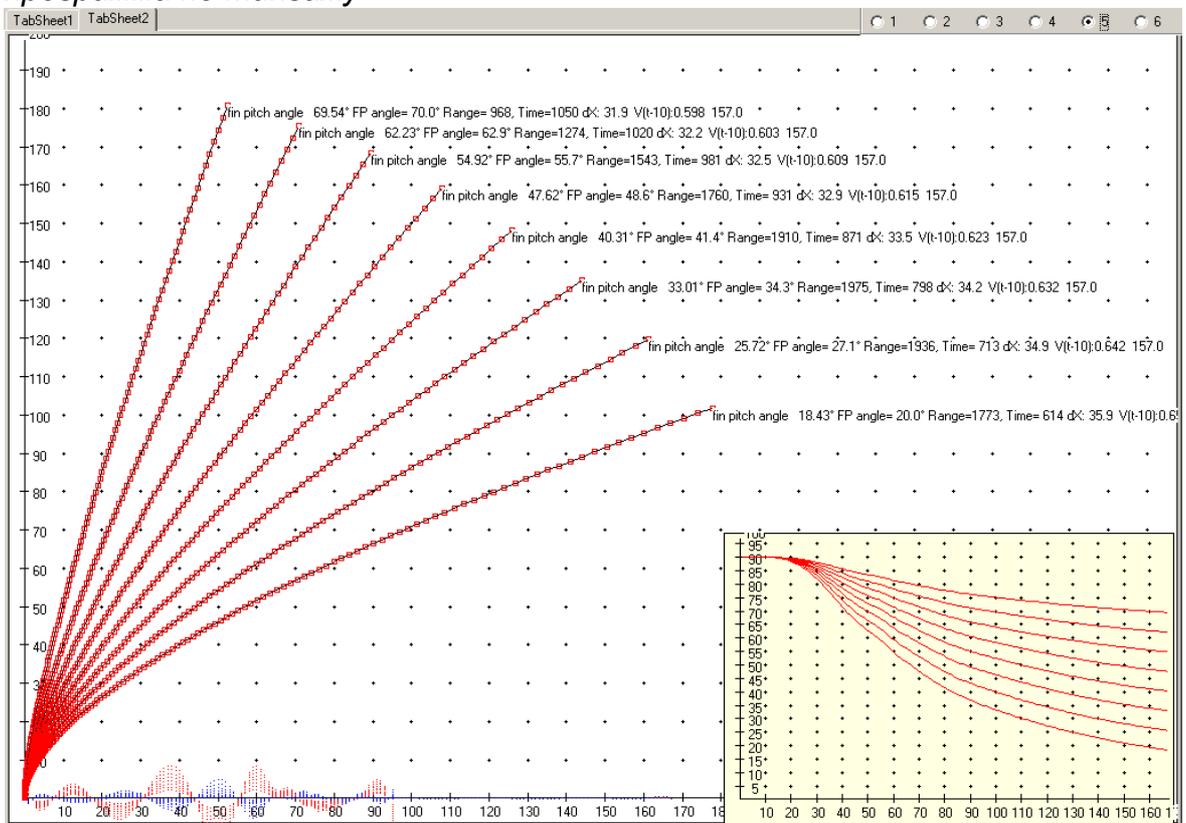


Рисунок 4. Развертки траекторий БР с различными углами бросания и законы управления по углу тангажа (внизу справа). «Гравитационная» программа вывода

Приведенные уравнения полностью описывают движение БР на АУ и позволяют определить конечный вектор состояния БР в момент выгорания топлива или отсечки двигателя.

Движение БР или головной части после окончания АУ и до момента падения рассчитывается в инерциальной СК с учетом (при необходимости) гармоник гравитационного потенциала Земли и атмосферы на начальном участке (для БР с малой полетной дальностью, если окончание АУ происходит в атмосфере) и участке входа в атмосферу.

Переход от системы координат, связанной с точкой старта, в инерциальную производится пересчетом координат и вектора скорости с учетом переносной скорости стартовой СК. Предполагается, что разделение корпуса последней ступени и ГЧ происходит без изменения вектора скорости ГЧ (торможение КПС). В пересчете участвуют

Для построения параметров пуска, обеспечивающих попадание БР в заданную точку, используются итерации.

Модель позволяет получать траектории

- Энергетически-оптимальную – для БР с ЖРД
- Навесную траекторию с полным выгоранием топлива последней ступени
- Настильную траекторию с полным выгоранием топлива последней ступени
- Траекторию с заданным углом бросания и отсечкой тяги для БР с ЖРД (при условии, что требуемая полетная дальность реализуется при заданном угле бросания)
- Траекторию с заданным полетным временем для БР с ЖРД

После расчета параметров траектории с необходимыми параметрами значения координат, вектора скорости и ориентации БР при движении на начальном участке передаются модели излучения факела ракеты

### **3. Модель излучения факела ракеты**

Предлагаемая в данной работе модель излучения факела ракеты, как и известные модели [1-3], основана на численном решении следующих сложных задач:

1. расчет распространения сверхзвуковой многокомпонентной выхлопной струи, содержащей газ и частицы, в спутном воздушном потоке с учетом процессов релаксации и химических реакций,

2. расчет переноса излучения в многокомпонентной поглощающей и рассеивающей среде выхлопной струи ракеты.

Соответственно, модель состоит из двух основных модулей:

1. Модуля расчета пространственных распределений параметров факела,
2. Модуля расчета переноса излучения в среде факела,

Основные входные и выходные данные, блоки и алгоритмы модуля расчета пространственных распределений параметров факела показаны на блок-схеме, представленной на рис. 5.

Значения входных параметров могут быть взяты из опубликованных источников, например [4, 6].

В настоящее время, благодаря многочисленным исследованиям, общие закономерности изменения структуры и параметров струи в зависимости от высоты и скорости полета ракеты достаточно хорошо известны [4]. Эти закономерности определяются главным образом следующими физическими факторами:

- сверхзвуковая скорость истечения продуктов сгорания из сопла,
- сильная вытянутость вдоль оси и квазиосесимметричность струи,
- неизобаричность струи, вызванная тем, что давление на срезе сопла отличается от давления окружающей атмосферы,
- двухфазность струи, содержащей газ и частицы,
- многокомпонентность газа струи,
- распределение частиц по фракциям (размерам),
- неравновесность газа по степеням свободы и частиц по фракциям,
- смешение продуктов сгорания со спутным воздушным потоком, параметры которого зависят от высоты и скорости полета ракеты.

Для проведения корректных расчетов пространственных распределений характеристик выхлопной струи ракеты необходимо задать исходные данные по большому списку параметров. При теоретических исследованиях это обстоятельство не вызывает значительных трудностей. В прикладных исследованиях точное определение исходных данных составляет отдельную серьезную проблему, при этом типичным является случай, когда имеется значительная неопределенность по ряду входных параметров и констант. В этом случае нет необходимости в использовании сложных моделей, основанных на численном решении системы уравнений в частных производных для сверхзвуковой двухфазной струи, и можно воспользоваться более простыми, интегральными, методами расчета характеристик выхлопной струи ракеты, которые, тем

не менее, учитывают все вышеперечисленные физические факторы и при надлежащем выборе параметров физико-химических моделей (в частности, моделей турбулентности и химической кинетики) обеспечивают хорошую методическую точность.

Дополнительным аргументом в пользу применения для расчета параметров струи метода интегральных соотношений служит то, что спектральная плотность силы излучения факела является функционалом от пространственных распределений температуры и плотности газа и частиц, т.е. зависит от этих параметров интегрально. Суть метода интегральных соотношений заключается в том, что законы сохранения массы, импульса и энергии в различных плоских сечениях струи записываются в интегральной форме, а для поперечных распределений компонент струи в сечении используются автомоделные профили с изменяющимися вдоль оси струи параметрами [4,5]. Общепринятым является разделение факела на два участка: начальный и основной. На начальном участке используются решения, полученные методом плоских сечений (нестационарной аналогии) для сверхзвуковых неизобарических струй [4], на основном участке – решения, полученные методом интегральных соотношений теории газовых струй [5]. В начальном, неизобарическом, участке происходит релаксация выхлопной струи от давления на срезе сопла к давлению окружающей атмосферы (в зависимости от высоты). Влияние химических реакций и взаимодействия со спутным потоком на этом участке невелико. В основном, изобарическом, участке струи имеет место постепенное перемешивание струи со спутным потоком, при этом на высотах до 30-40 км может происходить догорание компонентов выхлопной струи [2, 4]. Для расчета догорания используется метод эффективных (составных) химических реакций. Константы скоростей эффективных реакций определяются на основе анализа химической кинетики для системы элементарных реакций, для которых имеются достоверные данные о зависимости скоростей реакций от температуры.

## Модуль расчета пространственных распределений параметров факела

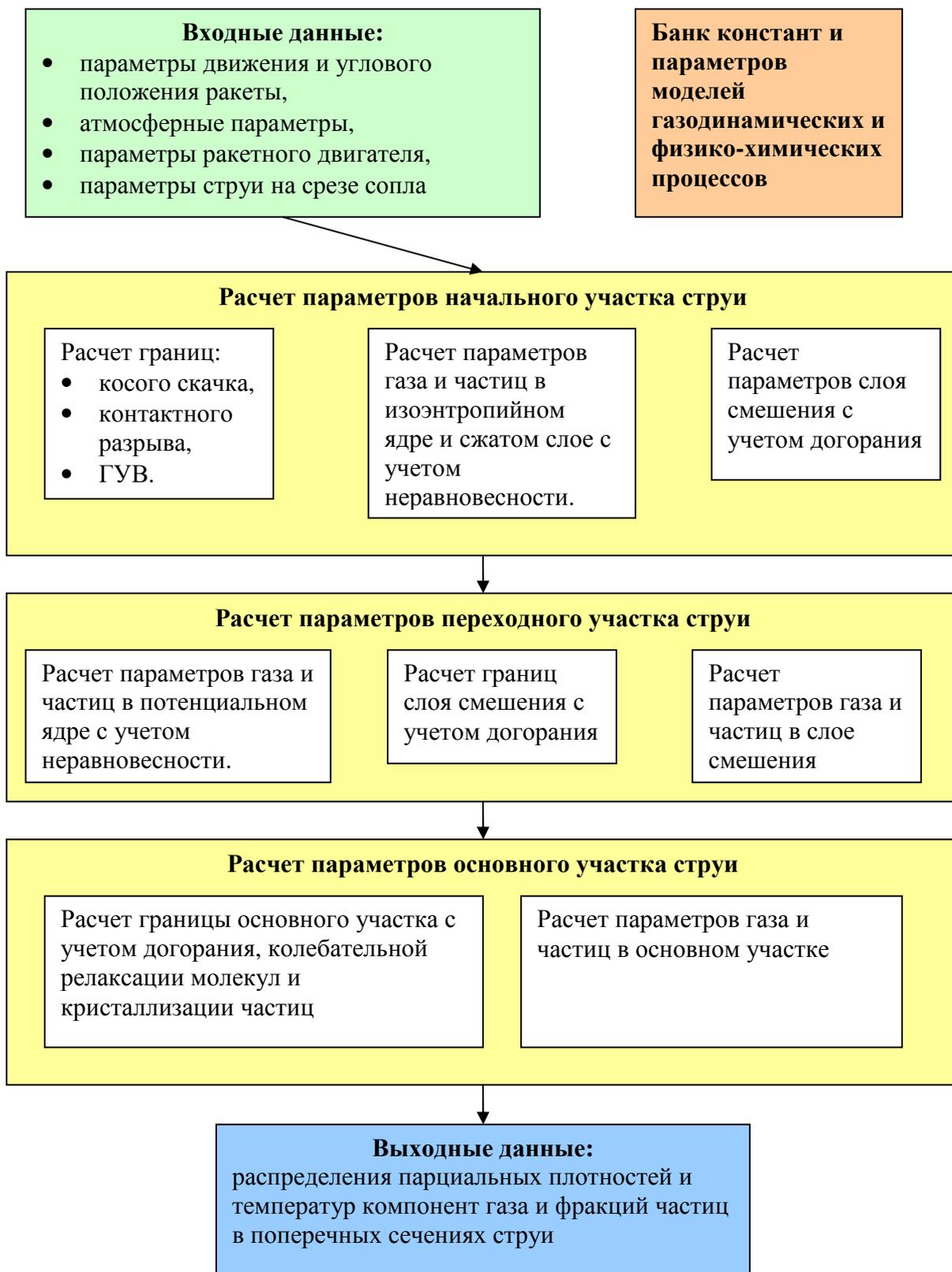


Рис. 5

Основные входные и выходные данные, блоки и алгоритмы модуля расчета переноса излучения в среде факела показаны на блок-схеме, представленной на рис. 6.

Спектральная плотность энергетической яркости (СПЭЯ) излучения  $B_\nu(\vec{r}, \vec{l})$  как функция координат  $\vec{r}$  и направления  $\vec{l}$  (частота  $\nu = 1/\lambda$  - параметр,  $\lambda$  - длина волны) подчиняется уравнению переноса излучения

$$\vec{l} \nabla B_\nu(\vec{r}, \vec{l}) = -\alpha_\nu(\vec{r}) B_\nu(\vec{r}, \vec{l}) + E_\nu(\vec{r}, \vec{l}), \quad (3.1)$$

где  $\alpha_\nu(\vec{r}) = \beta_\nu(\vec{r}) + \sigma_\nu(\vec{r})$  - спектральный показатель ослабления (на единицу длины),  $\beta_\nu(\vec{r})$  - спектральный показатель поглощения с учетом индуцированного излучения,  $\sigma_\nu(\vec{r})$  - спектральный показатель рассеяния,

$E_\nu(\vec{r}, \vec{l})$  - функция источника, которая состоит из двух компонент

$$E_\nu(\vec{r}, \vec{l}) = \frac{\sigma_\nu(\vec{r})}{4\pi} \int_{4\pi} B_\nu(\vec{r}, \vec{l}') \chi_\nu(\vec{r}, \vec{l}, \vec{l}') d\vec{l}' + E_{\nu in}(\vec{r}), \quad (3.2)$$

описывающих рассеяние (первое слагаемое) и истинное излучение  $E_{\nu in}(\vec{r})$ ,

$\chi_\nu(\vec{r}, \vec{l}, \vec{l}')$  - спектральная индикатриса рассеяния, нормированная так, что

$$\int_{4\pi} \chi_\nu(\vec{r}, \vec{l}, \vec{l}') d\vec{l}' = 4\pi.$$

Для учета внешней подсветки, например солнцем, уравнения (3.1), (3.2) необходимо дополнить ненулевыми граничными условиями.

В силу линейности уравнений (3.1), (3.2) составляющие СПЭЯ, обусловленные истинным излучением и внешней подсветкой, можно рассчитывать независимо.

Для решения задачи переноса излучения с учетом рассеяния используется метод последовательных приближений.

Модуль расчета спектральной функции пропускания излучения в факеле и в атмосфере разработан на основе открытой базы данных HITRAN.

## Модуль расчета ИК излучения факела

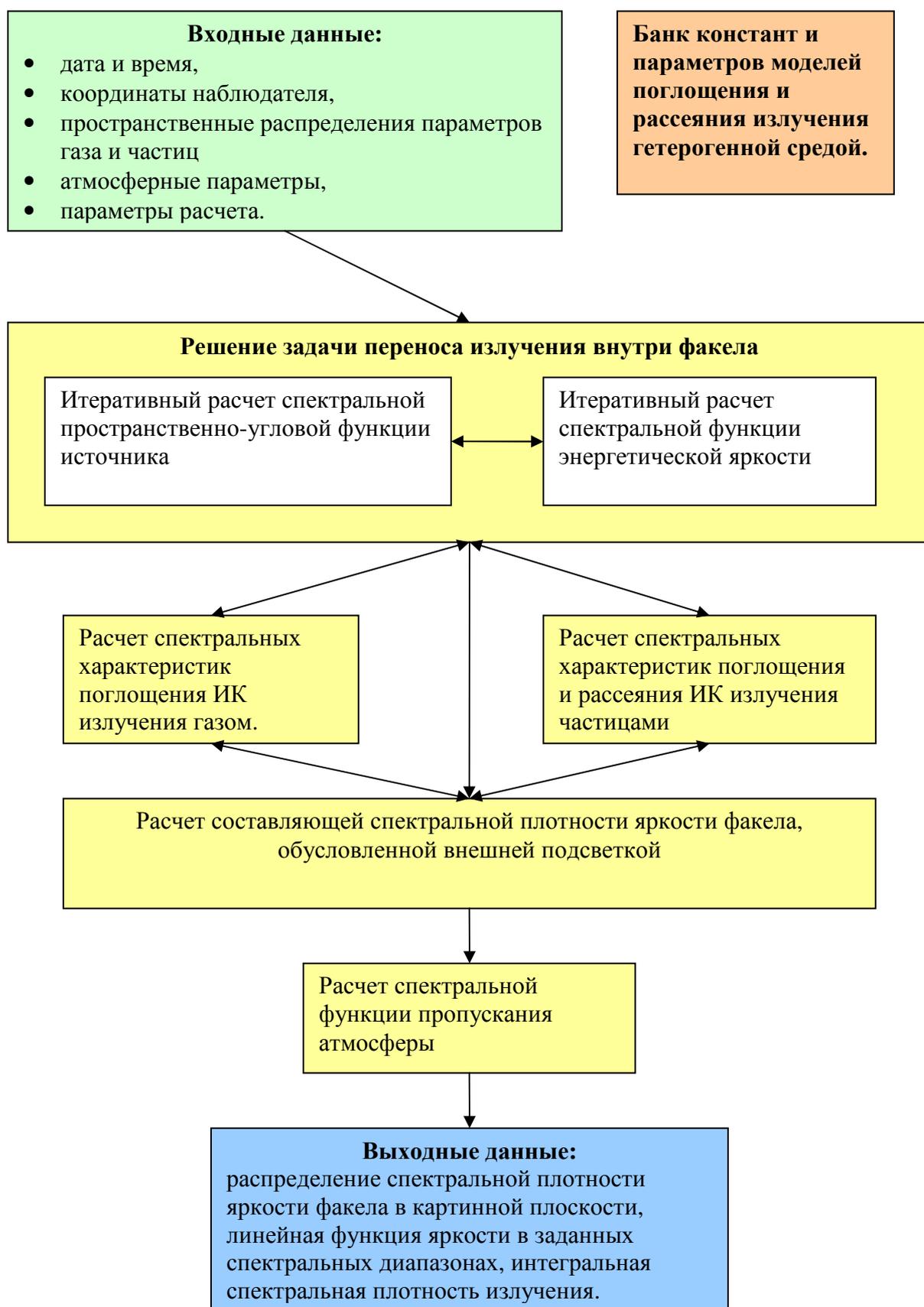
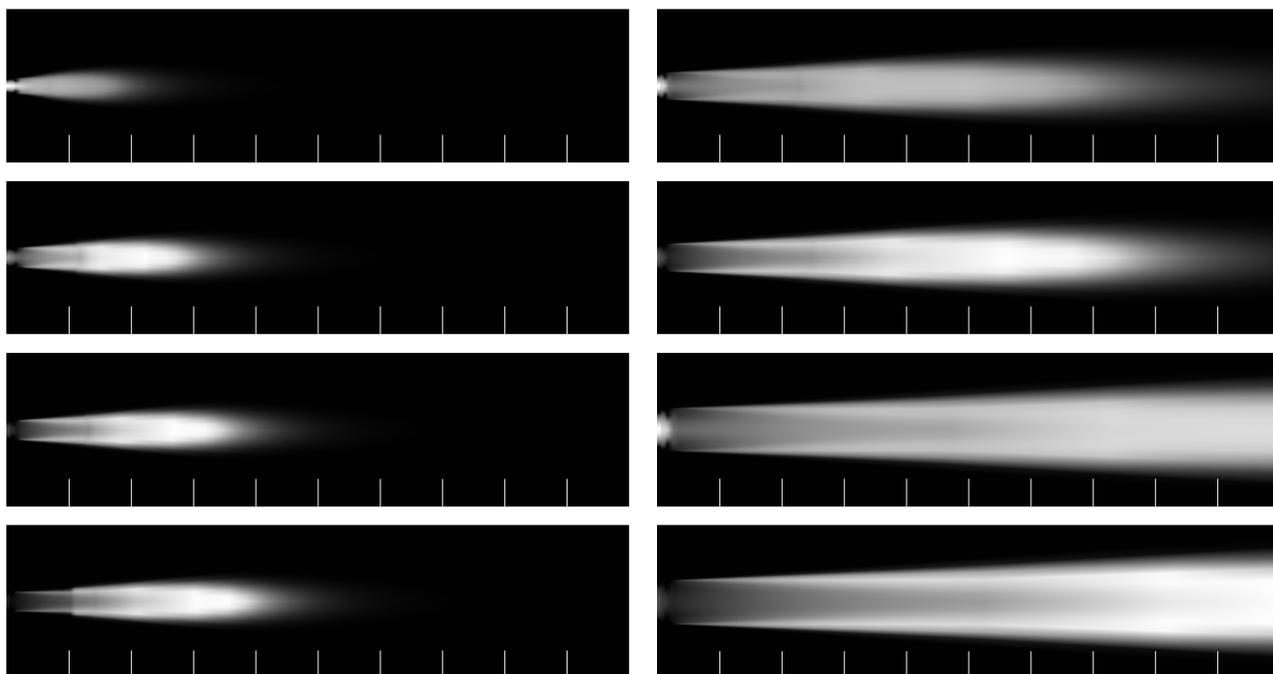
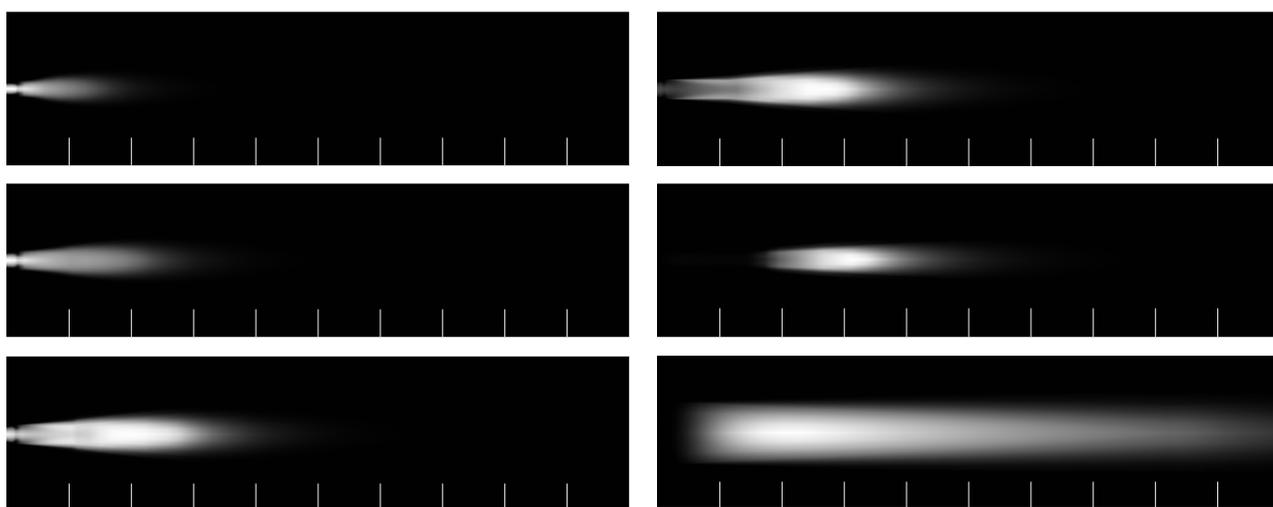


Рис. 6

Для иллюстрации работы модели на рис. 7, 8 представлены результаты расчетов пространственной функции яркости излучения (в условных единицах) в спектральном диапазоне 2.5-5 мкм факелов твердотопливной и жидкостной гипотетических ракет с массовым расходом 50 кг/с в зависимости от высоты. Расчет для минимальной высоты показан в левом верхнем фрагменте, для максимальной высоты – в правом нижнем фрагменте.



*Рис. 7. Яркость факела твердотопливной ракеты ( $H = 5, 10, 15, 20, 25, 30, 35, 40$  км)*



*Рис. 8. Яркость факела жидкостной ракеты ( $H = 5, 10, 15, 20, 30, 40$  км)*

Из расчетов, в частности, следует, что на высотах  $H < 30$  км вклад начального участка в излучение невелик. Основной вклад дает участок изобарического смешения (с учетом догорания) ракетной струи со спутным потоком. На высотах 20-30 км начинает

проявляться эффект конечной скорости химических реакций догорания продуктов выхлопной струи в окружающей атмосфере.

## 4. Заключение

1. Разработан и программно реализован пакет программ для согласованного моделирования движения ракет на активном участке и ИК излучения их факелов

Программа расчета движения ракеты состоит из

- модели движения БР на АУ
- модели свободного движения БР или ГЧ для определения точки падения
- методов уточнения программы вывода для достижения требуемой точки падения и параметров траектории

Программа расчета параметров сверхзвуковых струй ракет состоит из:

- блока расчета параметров струи: концентрации и температуры газовых составляющих и частиц,
- блока расчета процесса перемешивания струи со спутным потоком,
- блока расчета химических реакций.

Программа расчета ИК излучения факелов ракет состоит из:

- блока расчета спектральной плотности яркости собственного излучения со спектральным разрешением 0.025 мкм.
- блока расчета спектральной плотности яркости рассеянного излучения от внешних источников.

2. Проведено исследование химической кинетики догорания газовой смеси струи в атмосфере с учетом вариаций констант скорости реакций, набора уравнений реакций, высоты и температуры.

3. Получены примеры расчетных функций яркости в зависимости от высоты для жидкостной и твердотопливной ракет.

## 5. Литература.

1. S.M.Dash et al. Prediction of rocket plume flowfields for infrared signature studies, J. Spacecraft, vol.17, N.3,1980
2. Аэродинамика ракет, под ред. М.Хемша и Дж.Нилсена, кн.2, М. изд. «Мир», 1989г.
3. Е.П. Андреев, Ф.С. Завелевич, И.П.Макаров. Сравнение результатов расчета ИК излучения факела с экспериментальными данными, полученными в вакуумной камере. Оптический журнал, т. 65, №11, 1998г.
4. Авдудевский В.С. и др. Газодинамика сверхзвуковых неизобарических струй, М., изд. «Машиностроение», 1989г.
5. Г.Н.Абрамович. Прикладная газовая динамика, М., изд. «Наука», 1991г.

6. Шишков А.А. и др, Рабочие процессы в ракетных двигателях твердого топлива, М., изд. «Машиностроение», 1989г.
7. В.И. Феодосьев. Основы техники ракетного полета, М., изд. «Наука», 1981г