

УДК 621.454.2

## **Разработка нелинейной математической модели жидкостного ракетного двигателя, работающего на стационарном режиме**

**Беляев Е.Н.\*, Воробьев А.Г.\*\*, Гнесин Е.М.\*\*\***

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия*

*\*e-mail: belyaev72@rambler.ru*

*\*\*e-mail: formula1\_av@mail.ru*

*\*\*\*e-mail: intermigmile@mail.ru*

### **Аннотация**

Приведены результаты разработки нелинейной математической модели жидкостного ракетного двигателя 11Д58МФ, разрабатываемого в РКК «Энергия» для использования в составе РБ типа ДМ. Математическая модель позволяет моделировать маршевый режим работы двигателя, осуществлять энергетическую увязку параметров двигателя в условиях отклонения статических характеристик трубопроводов и всех его агрегатов (насосов, турбин, камеры сгорания (КС), газогенератора (ГГ), дросселей, шайб и прочего) и проводить всевозможные исследования связанные: с изменением схемы двигателя; с аномальными и аварийными ситуациями; с работой двигателя совместно со стендовыми или ракетными системами и т.п. Модель также позволяет исследовать новые конструктивные решения, направленные на модернизацию двигателя, повышение его надежности.

**Ключевые слова:** жидкостной ракетный двигатель, нелинейная математическая модель, стационарный режим

## Введение

ЖРД представляет собой сложную техническую систему, содержащую много агрегатов с большим количеством прямых и обратных связей [1]. Поэтому при создании новых ЖРД наряду с традиционным экспериментальным подходом широкое применение получили методы математического моделирования.

К современным ЖРД предъявляют требования по обеспечению :

- высокой надежности и экономичности их работы в условиях минимально возможных входных давлений компонентов топлива и широкого диапазона изменения их температур;

- минимальных отклонений от заданных законов изменения давления в камере сгорания (КС) и коэффициента соотношения компонентов топлива ( $k_m$ ) в течении всего времени работы двигателя, включая переходные режимы (запуск, переход с режима на режим, останов) ;

- многоразовости запуска и многократности использования ракетного двигателя и др.

Процессы происходящие в агрегатах ЖРД столь сложны, что описать их строго с помощью математических зависимостей при современном состоянии науки практически не удастся. Однако, теоретический анализ процессов и имеющиеся экспериментальные данные позволяют выделить главные факторы, которые в основном определяют те или иные внутريدвигательные процессы.

## Задачи математического моделирования

Используя упрощенные физические представления о процессах в элементах и агрегатах ЖРД, их можно описать в виде математических зависимостей. Такое упрощенное описание процессов в элементах и агрегатах ЖРД принято называть математической моделью элемента, агрегата. Совокупность математических моделей элементов и агрегатов ЖРД составляет математическую модель двигателя [2].

Для одного и того же двигателя можно разработать модели различной степени подробности, а значит и разной сложности, с различными пределами применимости модели по глубине изменения параметров, частотному диапазону и т. п. Математическую модель можно считать удовлетворительной, если ее адекватность процессам происходящим в двигателе подтверждается экспериментом.

Математическое моделирование сопровождает весь “жизненный цикл” двигателя и позволяет существенно сократить сроки и стоимость разработки ЖРД за счет рационального сочетания экспериментальных и расчетных методов исследования на всех стадиях создания двигателя.

На стадии технического предложения и эскизного проектирования :

- производится оценка и выбор схемных решений ЖРД, с точки зрения минимизации напряженности его параметров;
- осуществляется выбор основных характеристик пусковых и регулирующих устройств двигателя, обеспечивающих его запуск, останов и требуемые диапазоны регулирования ;

- выбирается циклограмма срабатывания пуско - отсечных клапанов и регулирующих органов ЖРД, при его запуске, регулировании и останове;

- определяются амплитудно - фазовые частотные характеристики двигателя по каналам внешних воздействий с целью последующего исследования продольной устойчивости корпуса ракеты носителя;

- исследуются вопросы внутривдвигательной устойчивости процессов;

- оценивается совместная работа двигателя с ракетными и стендовыми системами и исследуется ряд других вопросов.

На стадии экспериментальной отработки :

- производится уточнение требований к циклограмме работы ;

- проводится оптимизация характеристик агрегатов и основных параметров двигателя ;

- анализируются аварийные и аномальные ситуации. На этом же этапе производится идентификация самих математических моделей по результатам автономных испытаний агрегатов и огневых испытаний двигателя.

На стадии серийного производства двигателей :

- оценивается влияние технологических отклонений в процессе изготовления двигателя на его эксплуатационные свойства и надежность ;

- анализируются и моделируются нештатные ситуации.

Математическое моделирование призвано путем глубокого теоретического анализа создаваемой конструкции и процессов, происходящих как в агрегатах, так и в двигателе в целом, выявить характерные особенности их функционирования и

выбрать оптимальные статические и динамические характеристики узлов и агрегатов разрабатываемого двигателя с целью выполнения предъявляемых к нему требований.

### **Объект моделирования**

Объектом исследования является жидкостной ракетный двигатель 11Д58МФ, разрабатываемого в РКК «Энергия» для использования в составе РБ типа ДМ. Математическая модель позволяет моделировать маршевый режим работы двигателя, осуществлять энергетическую увязку параметров двигателя в условиях отклонения статических характеристик трубопроводов и всех его агрегатов (насосов, турбин, камеры сгорания (КС), газогенератора (ГГ), дросселей, шайб и прочего) и проводить всевозможные исследования связанные: с изменением схемы двигателя; с аномальными и аварийными ситуациями; с работой двигателя совместно со стендовыми или ракетными системами и т.п.

На рисунке 1 представлена структурная схема двигателя 11Д58МФ.

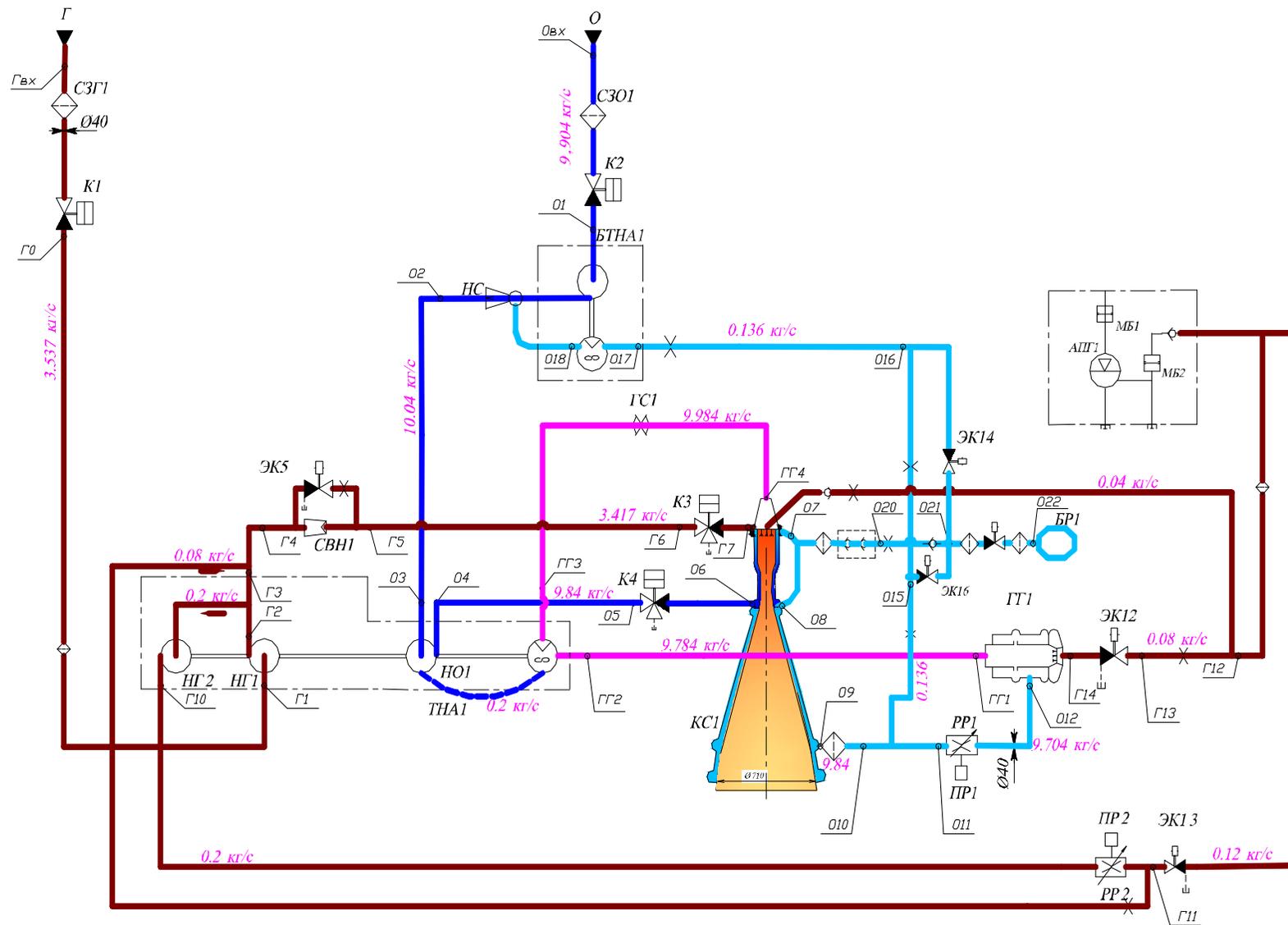


Рисунок 1. Структурная схема ЖРД

Основные особенности двигателя следующие:

- камера маршевого двигателя с дожиганием окислительного турбогаза;
- отсутствие колец завесы для внутреннего охлаждения камеры сгорания и сопла горючим;
- наружное охлаждение производится кислородом, подаваемым в охлаждающий тракт КС из насоса ТНА;
- давление в камере сгорания ( $p_k = 80 \text{ кгс/см}^2$ ) для снижения напряжённости параметров двигателя;
- возможно применение стального насадка радиационного охлаждения (НРО);
- материал огневой стенки охлаждающей рубашки камеры на основе бронзы;
- материал наружной стенки — высокопрочная нержавеющая сталь;
- газогенератор двигателя выполняется с двухзонной схемой горения, однако питание газогенератора предусматривается не жидким, а газифицированным кислородом, нагретым до  $\sim 300 \text{ К}$  в тракте охлаждения камеры.

Основные параметры двигателя сведены в таблицу 1.

#### Основные параметры двигателя

Таблица 1

Параметр	Значение
Номинальный расход горючего, кг/с	3,53
Номинальный расход окислителя, кг/с	9,9
Давление в КС, кгс/см <sup>2</sup>	80
Соотношение компонентов в КС	2,8
Соотношение компонентов в ГГ	120
Частота вращения вала ТНА, об/мин	41100
Давление в ГГ, кгс/см <sup>2</sup>	170
Температура на выходе из ГГ, К	673

## Обоснование выбора алгоритма программирования

При разработке общей математической модели двигателя, описывающей все режимы его работы, было принято, что ее основу должна составлять математическая модель номинального режима, поэтому первым этапом разработки общей математической модели была разработка математической модели энергетической увязки параметров номинального режима работы двигателя.

Разработку данной математической модели было принято вести в нелинейной постановке, что позволяет:

- использовать эту модель как основу будущих моделей запуска и останова двигателя;
- осуществить энергетическую увязку параметров двигателя в условиях постоянно изменяющихся исходных данных (схемных решений двигателя, гидродинамических характеристик его агрегатов и т.п.), путем введения обратных связей по любому параметру двигателя;
- путем несложной доработки моделировать различные нештатные и аварийные ситуации и т.п.

Математические модели в нелинейной постановке обладают большими прогностическими способностями, чем обычные статические модели.

Основу исходных данных математической модели составляют: пневмогидросхема двигателя; статические характеристики его агрегатов (напорные и мощностные характеристики насосов и турбины); геометрические и гидравлические характеристики трубопроводов, газогенератора, газовода, камеры сгорания, сопел Вентури, шайб и дросселей, насосов и турбины и т.п.; термодинамические характеристики продуктов сгорания компонентов топлива в зависимости от коэффициента соотношения компонентов, давления в зоне горения и температуры газообразного кислорода на входе в зону горения; зависимость температуры газообразного кислорода на выходе из тракта охлаждения камеры

сгорания от его температуры на входе, расхода кислорода, режима работы двигателя и пр.

Следует отметить, что хотя схема двигателя и относится к исходным данным, но она может быть предметом исследования по разработанной математической модели двигателя. Это же замечание относится и ко всем агрегатам двигателя, т.е. их характеристики могут быть уточнены или изменены на основании математического моделирования по разработанной математической модели.

Одним из важных факторов, определяющих достоверность результатов математического моделирования, является точность исходных данных, известность диапазона их возможной экстраполяции и т.п. Например, для данного двигателя неточное знание закона изменения параметров газообразного кислорода на выходе из тракта охлаждения камеры сгорания может привести к неточному определению температуры и газовой постоянной продуктов сгорания в газогенераторе и, как следствие, неточное определение располагаемой мощности турбины, частоты вращения вала ТНА, напоров насосов и т.д. Поэтому на точность и достоверность исходных данных следует обращать самое пристальное внимание.

При разработке математической модели был принят ряд допущений, среди которых следует выделить:

- податливость магистралей при изменении давления не учитывается, т. е. магистрали приняты абсолютно жесткими;

- расслоение КПД насосов от  $Q/n$  и  $n$  подчиняется закономерностям для насосов малой производительности;

- термодинамические характеристики продуктов сгорания топливной пары керосин + газообразный кислород определены в Московском авиационном институте с использованием программ «Астра» и «СЕА»;

- изменение температуры газообразного кислорода на выходе из тракта охлаждения камеры сгорания подчиняется аппроксимационной зависимости, полученной в ОАО «РКК «Энергия»;

- коэффициенты, определяющие динамические свойства тех или иных агрегатов, приняты ориентировочно, ввиду отсутствия точных данных. Следует

отметить, что величины этих коэффициентов влияют только на динамику переходных процессов, а на величину параметров установившихся режимов работы двигателя они не оказывают никакого влияния.

Математическая модель и программа для её решения разрабатывались по отдельным модулям (блокам), в виде отдельных звеньев (подпрограмм), среди которых выделены: процессы преобразования (горения) компонентов топлива в КС, ГГ, газоведе из турбины ТНА в головку камеры сгорания; термодинамические характеристики продуктов сгорания компонентов топлива в зависимости от коэффициента соотношения компонентов топлива, величины давления в зоне горения и температуры газообразного кислорода; некоторые газодинамические функции, такие как приведенная скорость, приведенная плотность потока массы; несколько вспомогательных подпрограмм, типа выборки из таблиц с последующей линейной экстраполяцией и т.п.

С целью определения изменения плотности компонентов топлива по мере продвижения их по трактам двигателя разработаны отдельные модули, учитывающие подогрев окислителя и горючего в насосах в зависимости от КПД насосов, давления, температуры на входе.

Для удобного представления результатов решения в графическом виде представлена соответствующая подпрограмма, в которой по желанию пользователя можно на график вывести любой расчетный параметр в любом масштабе.

Общая схема работы математической модели представлена на рисунке 2.

Формирование исходных данных:

- характеристики магистралей горючего
- характеристики магистралей окислителя
- массив исходных данных по агрегатам
- массив исходных данных по насосам и турбине
- массив исходных данных для расчета внутрикамерных процессов
- массив термодинамических свойств

Запуск модели по исходным файлам

Анализ результатов расчета

Сравнение результатов вычислений для различных вариантов

*Рисунок 2. Схема работы математической модели.*

### **Термодинамическая база данных продуктов сгорания**

Задача использования в математической модели самостоятельного кода определения термодинамических параметров смеси продуктов сгорания требует использования полной базы данных термодинамических свойств смеси при различной начальной температуре и давлении кислорода и соотношения компонентов.

Для этого создана база данных свойств кислорода в пределах:

- по давлению - от 1 до 250 атм;
- по температуре кислорода - от 90 до 1000 К.

Для нестационарного расчета режимов запуска, останова и других режимов создана термодинамическая база данных продуктов сгорания по параметрам:

- по давлению - от 1 до 250 атм;
- по температуре кислорода - от 90 до 1000 К.

- по коэффициенту избытку окислителя - подстраиваемый, в зависимости от использования в ГГ или КС с шагом до 0,02.

### **Формирование исходных данных**

Формирование начинается с заполнения характеристик по магистралям окислителя и горючего. Таблицы исходных данных находятся в соответствующих листах Excel, структура данных для магистралей одинакова:

- участок;
- точка входа;
- точка выхода;
- соединяемые участки;
- номер в массиве;
- значение в массиве;
- емкостные потери;
- гидравлические потери;
- инерционные потери;
- дополнительные данные для расчета потерь.

Дополнительные данные (площадь сечения, диаметр трубки, объем, длина, давление на входе и выходе и другие) задаются пользователем. Гидравлические потери вычисляются автоматически. Для устойчивости решения можно самостоятельно скорректировать величину перепада давления.

Аналогично заполняются и другие исходные данные в отдельных листах Excel: характеристики насосов О и Г, характеристики турбины, характеристики участков охлаждения, расслоение температуры на выходе из рубашки охлаждения и др.

### **Математическая модель**

Математическая модель представляет собой детерминированное описание нелинейными дифференциальными и алгебраическими уравнениями всех основных

процессов, происходящих в двигателе. В известных уравнениях гидродинамики, термодинамики и механики используются напорные и мощностные характеристики насосов и турбины (экспериментальные и полученные расчётным путём), термодинамические характеристики продуктов сгорания, гидравлические характеристики узлов и агрегатов двигателя, их геометрические характеристики и т.п.

Основные уравнения математической модели приведены ниже.

Уравнения для насоса О:

- напор НО

$$\Delta p_{НО} = D15 \frac{\rho_{ок\ нд}}{\rho_{н}} n_{ТНА}^2 + D16 \cdot n_{ТНА} \cdot \dot{m}_{ок\ нд} + D17 \frac{\rho_{н}}{\rho_{ок\ нд}} \dot{m}_{ок\ нд} \cdot |\dot{m}_{ок\ нд}|;$$

- расход через НО

$$\frac{d\dot{m}_{ок\ нд}}{dt} = \left( p_{ок\ вых\ бна} + \Delta p_{НО} - p_{ок\ вх\ руб\ кс} - \xi_{НО} \frac{\rho_{н}}{\rho_{ок\ нд}} \dot{m}_{ок\ нд} \cdot |\dot{m}_{ок\ нд}| \right) \cdot \frac{1}{j_{НО}};$$

- момент, потребляемый НО

$$M_{НО} = \left( D18 \frac{\rho_{ок\ нд}}{\rho_{н}} n_{ТНА}^2 + D19 \cdot n_{ТНА} \cdot \dot{m}_{ок\ нд} \right) \frac{\eta_{НО}}{\eta_{НО\ рассл}};$$

- КПД НО

$$\eta_{НО} = \left( D20 \frac{\dot{m}_{ок\ нд}}{n_{ТНА} + 10^{-10}} + D21 \left( \frac{\dot{m}_{ок\ нд}}{n_{ТНА} + 10^{-10}} \right)^2 \right) \frac{\rho_{н}}{\rho_{ок\ нд}};$$

здесь и далее константы с индексом D - коэффициенты аппроксимации соответствующих характеристик. Аналогичные уравнения для 2-х ступеней насоса Г.

Уравнения для турбины ТНА:

- адиабатная работа газа ТНА

$$L_{ад\ тна} = \frac{k_{г\ турб}}{k_{г\ турб} + 1} RT_{ПТ} \cdot \left( DL(k_{г\ турб}, p_{от}, p_{вых\ турб}) \right)^2;$$

- КПД основной турбины

$$\eta_{\text{турб}} = D42 \frac{U_T}{C_{\text{ад тна}} + 10^{-10}} + D43 \left( \frac{U_T}{C_{\text{ад тна}} + 10^{-10}} \right)^2 + D44 \left( \frac{U_T}{C_{\text{ад тна}} + 10^{-10}} \right)^3;$$

- момент создаваемый основной турбиной

$$M_{\text{турб}} = \frac{\dot{m}_{\text{газ осн вых}} \cdot \eta_{\text{турб}} \cdot L_{\text{ад тна реал}}}{2 \cdot 3,14 \cdot n_{\text{ТНА}}};$$

- обороты ТНА

$$\frac{dn_{\text{ТНА}}}{dt} = (M_{\text{турб}} - M_{\text{НО}} - M_{\text{НГ1}} - M_{\text{НГ2}}) \cdot \frac{1}{2 \cdot \pi \cdot J_{\text{ТНА}}}.$$

Уравнения для камеры сгорания и газогенератора:

- накопление массы жидкого окислителя и горючего

$$\frac{dm_{\text{ок кс}}}{dt} = \dot{m}_{\text{ок зб}}^{\text{вых}} - \frac{m_{\text{ок кс}}}{\tau_{\text{ок кс}}} - \dot{m}_{\text{ок кс}}^{\text{вых}}, \quad \frac{dm_{\text{г кс}}}{dt} = \dot{m}_{\text{г зб}}^{\text{вых}} - \frac{m_{\text{г кс}}}{\tau_{\text{г кс}}} - \dot{m}_{\text{г кс}}^{\text{вых}}, \quad \text{где } \tau_{\text{ок кс}} = (a \cdot p_{\text{кс}}^b)^{-1},$$

$\tau_{\text{г кс}} = (c \cdot p_{\text{кс}}^d)^{-1}$  - время преобразования О и Г в продукты сгорания;

- расход газа, уходящего из камеры сгорания  $\dot{m}_{\text{вых кс}} = \mu_{\text{кс}} F_{\text{кс}} A(k) q(\lambda_{\text{кс}}) \frac{p_{\text{кс}}}{\sqrt{RT_{\text{кс}}}}$  ;

- изменение массы газа  $\frac{dm_{\text{газ кс}}}{dt} = \dot{m}_{\text{вых зб}} + \frac{m_{\text{ок кс}}}{\tau_{\text{ок кс}}} + \frac{m_{\text{г кс}}}{\tau_{\text{г кс}}} - \dot{m}_{\text{вых кс}}$  ;

- работоспособность продуктов сгорания  $\tau_{\text{прб}} \frac{dRT_{\text{кс}}}{dt} = RT(K_{\text{кс}}) - RT_{\text{кс}}$  ;

- изменение давления газов в КС  $\frac{dp_{\text{кс}}}{dt} = \frac{RT_{\text{кс}}}{V_{\text{кс}}} \frac{dm_{\text{газ кс}}}{dt} + \frac{p_{\text{кс}}}{RT_{\text{кс}}} \frac{dRT_{\text{кс}}}{dt} + \frac{p_{\text{кс}}}{V_{\text{кс}}} \frac{dV_{\text{кс}}}{dt}$  ,

где изменение объема газа в камере сгорания  $\frac{dV_{\text{кс}}}{dt} = - \left( \frac{1}{\rho_{\text{вых но}}} \frac{dm_{\text{ок кс}}}{dt} + \frac{1}{\rho_{\text{кс}}} \frac{dm_{\text{г кс}}}{dt} \right)$  .

## Расчет и результаты расчетов

В ходе выполнения расчета значения выбранных пользователем параметров отображается в таблице или в виде графиков (рисунок 3). После завершения работы программы все расчетные данные сохраняются в txt файлы для последующей обработки. Сравнение результатов расчета и значения номинального режима осуществляется автоматически через Excel через табличное или графическое представление (рисунки 4).

Проведены расчеты энергетической увязки двигателя на штатном режиме с учетом изменений в программе и внешних исходных данных. Результаты расчетов показали хорошую сходимость с полученными ранее результатами.

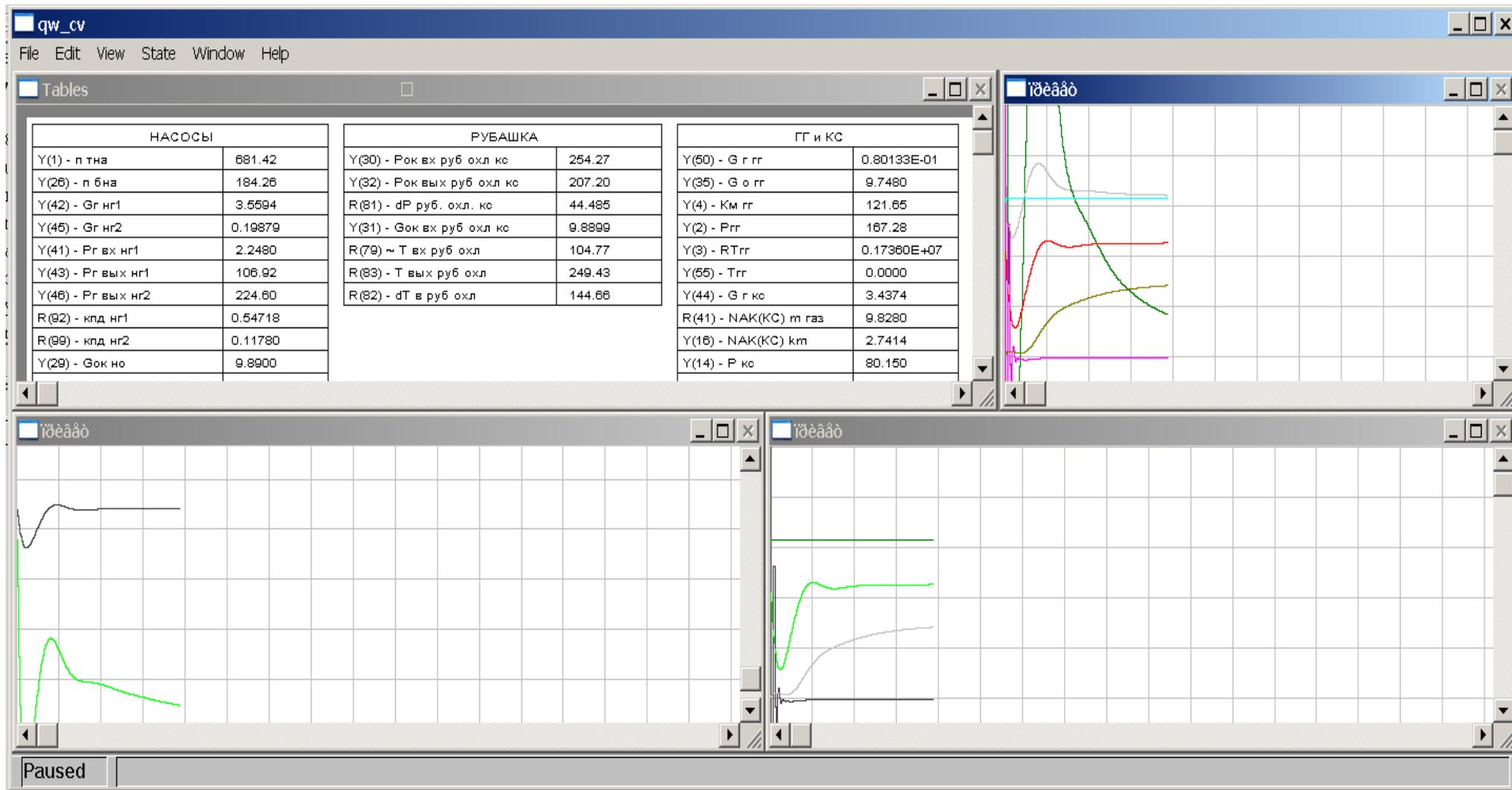


Рисунок 3. Внешний вид интерфейса рабочей программы



## **Заключение**

Представлено общее описание работы программы для расчета энергетической увязки параметров ЖРД с помощью нелинейной математической модели. Дано описание структурной схемы рассматриваемого двигателя, его характеристик. Представлено описание порядка формирования исходных данных для математической модели. Результатом выполнения программы является графическое и табличное представление. Проведенное математическое моделирование стационарного режима работы ЖРД показала удовлетворительную сходимость с номинальными параметрами двигателя.

## **Библиографический список**

1. Лебединский Е.Н., Мосолов С.В., Калмыков Г.П. и др. Компьютерные модели жидкостных ракетных двигателей. Москва. Машиностроение. 2009. 375 с.
2. Беляев Е.Н., Черваков В.В.. Математическое моделирование ЖРД. Москва. МАИ. 2009. 278 с.