

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ
БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П. КОРОЛЕВА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)» (СГАУ)

И. Н. Крупенич, В.С. Кузьмичев

**Технология эффективного использования ресурсов
суперкомпьютера «Сергей Королев» при решении
задач многокритериальной оптимизации параметров
рабочего процесса газотурбинных двигателей и
энергетических установок с CAE-системы АСТРА и технологии IOSO**

Электронное учебное пособие

Работа выполнена по мероприятию блока 2 « Развитие и повышение эффективности научно-инновационной деятельности» и блока 3 « Развитие информационной научно-образовательной среды и инфраструктуры» Программа развития СГАУ на 2009-2018 годы по проекту « Разработка комплекса технологий использования ресурсов суперкомпьютера «Сергей Королев» в целях развития инновационной и научно-образовательной среды университета»

Соглашение №2/5 от 03 июня 2013

САМАРА 2013

УДК СГАУ: 621.431.75

К845

Авторы: **Крупенич Илья Николаевич**
 Кузьмичев Венедикт Степанович

Крупенич, И.Н. Технология эффективного использования ресурсов суперкомпьютера «Сергей Королев» при решении задач многокритериальной оптимизации параметров рабочего процесса газотурбинных двигателей и энергетических установок с применением САЕ-системы АСТРА и технологии IOSO [Электронный ресурс] : электрон. учеб. пособие / М-во образования и науки РФ, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С.П. Королева (нац. исслед. ун-т); И. Н. Крупенич, В. С. Кузьмичев. – Электрон. текстовые и граф. дан. (1,7 Мбайт). - Самара, 2013. – 1 эл. опт. диск (CD-ROM).

В учебном пособии описан процесс формирования в САЕ-системе АСТРА виртуальных моделей рабочего процесса, используемых для решения задачи многокритериальной оптимизации параметров рабочего процесса газотурбинных двигателей и энергетических установок с использованием технологии IOSO.

Учебное пособие предназначено для студентов, обучающихся по специальности: 160700.65 «Проектирование авиационных и ракетных двигателей», изучающих курсы «Теория, расчет и проектирование АД и ЭУ» в 6, 7 и 8 семестрах.

Разработано на кафедре ТДЛА.

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2013

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	4
1 ФОРМИРОВАНИЕ КОМПЬЮТЕРНОЙ МОДЕЛИ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ГТД В САЕ-СИСТЕМЕ «АСТРА»	6
2 ПРИМЕНЕНИЕ ТЕХНОЛОГИИ IOSO В ЗАДАЧАХ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ОПТИМАЛЬНОГО РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ГТД	22
3 ТЕХНОЛОГИЯ РАБОТЫ НА СУПЕРКОМПЬЮТЕРЕ «СЕРГЕЙ КОРОЛЕВ»	33
5 РЕШЕНИЕ ЗАДАЧ МНОГОКРИТЕРИАЛЬНОЙ ОПТИМИЗАЦИИ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК С ПРИМЕНЕНИЕ САЕ-СИСТЕМЫ АСТРА И ТЕХНОЛОГИИ IOSO С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РЕСУРСОВ СУПЕРКОМПЬЮТЕРА «СЕРГЕЙ КОРОЛЕВ»	36
5.1 Задачи многокритериальной оптимизации параметров рабочего процесса газотурбинных двигателей и энергетических установок на этапе концептуального проектирования	36
5.2 Пример решения задачи многокритериальной оптимизации параметров рабочего процесса газотурбинных двигателей и энергетических установок с применением САЕ-системы АСТРА и технологии IOSO с использованием ресурсов суперкомпьютера «Сергей Королев»	51
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ	

86

3

ВВЕДЕНИЕ

Проектирование авиационного ГТД – это относительно непродолжительный, но чрезвычайно важный по принимаемым решениям период жизненного цикла двигателя. В результате разработки проекта формируется необходимая информация как по двигателю в целом, так и по всем его элементам. Это, в конечном счёте, предопределяет облик двигателя, особенности его конструктивного воплощения, характер технологических процессов при производстве и условия эксплуатации.

Проектирование нового двигателя начинается с выбора параметров рабочего процесса, которому предшествует определение их оптимальных значений. С точки зрения системного подхода в качестве критериев оптимизации не могут быть приняты критерии эффективности двигателя (такие как общий КПД, удельный расход топлива или удельная масса), поскольку двигатель является составной частью системы более высокого иерархического уровня (самолета). Оценить оптимальность его параметров можно только по критериям эффективности системы этого уровня, т.е. самолётным критериям.

Одной из важнейших задач, решаемых при проектировании двигателя, является выбор оптимальных значений параметров рабочего процесса авиационных ГТД. Другим аспектом повышения эффективности создаваемого авиационного ГТД на этапах начального проектирования является оптимизация конструктивно-геометрического облика его турбокомпрессора. Кроме того, важным фактором, определяющим эффективность летательного аппарата (ЛА), является определение оптимального управления ГТД в течение полетного цикла с учетом ограничений режимов полета ЛА и параметров рабочего процесса двигателя.

Виртуальные модели рабочего процесса ГТД различных типов и схем в рамках данного пособия предполагается формировать в автоматизированной системе термогазодинамического расчета и анализа (АСТРА), разработанной на кафедре теории двигателей летательных аппаратов.

В качестве автоматизированного средства оптимизации параметров рабочего процесса в данных указаниях рассмотрен пакет IOSO, предназначенный для решения задач безусловной и условной нелинейной оптимизации средней и большой размерности. В процессе работы пакет использует программу расчёта целевой функции и ограничиваемых параметров, которая должна быть подготовлена пользователем в виде исполняемого модуля. В качестве исполняемого модуля, определяющего значение целевой функции по значениям варьируемых параметров используется САЕ-система АСТРА.

Пакет IOSO имеет высокую эффективность решения задач оптимизации со сложными топологиями целевой функции и ограничений. В пакете используется технология построения поверхности отклика, не требующая информации о значениях градиентов. Это обеспечивает высокую надежность поиска экстремума при решении задач оптимизации с гладкими, недифференцируемыми, многоэкстремальными целевыми функциями, а также при наличии областей невычислимости и со смешанным типом переменных (дискретными и действительными).

Для того, чтобы обеспечить работу пакета на суперкомпьютере «СЕРГЕЙ КОРОЛЕВ», используется облачный сервис виртуальных рабочих столов. Облачный сервис виртуальных рабочих столов - это инновационный способ использования вычислительных ресурсов суперкомпьютерного центра СГАУ в современном научно-образовательном процессе студентов и научных сотрудников университета.

Сервис виртуальных рабочих столов построен на базе среды виртуализации СГАУ, используя аппаратную платформу суперкомпьютерного центра и программное обеспечение компании VMware.

Доступ к сервису возможен с любого компьютера подключенного к локальной вычислительной сети СГАУ, в том числе из беспроводной сети.

1 ФОРМИРОВАНИЕ КОМПЬЮТЕРНОЙ МОДЕЛИ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ГТД В САЕ-СИСТЕМЕ «АСТРА»

Автоматизированная система термогазодинамического расчета и анализа (АСТРА) газотурбинных двигателей и энергетических установок разработана на кафедре теории двигателей летательных аппаратов Самарского государственного аэрокосмического университета и представляет собой интегрированную среду для совместного решения задач концептуального проектирования ГТД различных типов и схем [6, 13].

Формирование виртуальной модели исследуемого двигателя и решаемой задачи проектирования в автоматизированной системе «АСТРА» осуществляется по универсальным принципам [14, 15]. Модель представляет собой совокупность взаимосвязанных элементов. Элементы могут описывать процессы в основных узлах двигателя, условия внешней среды, выполнять вспомогательные функции, например, расчёт основных данных двигателя. Каждый из элементов содержит перечень параметров, а также ссылку на функцию, которая реализует алгоритм расчёта значений выходных параметров в зависимости от значений входных параметров. Связи между элементами позволяют использовать значения параметров, рассчитанных в одном из элементов, в качестве входных данных для расчета другого элемента.

В свою очередь, создание элементов и добавление их в модель осуществляется с помощью библиотеки функциональных модулей. Модули являются прототипами для элементов модели, и именно в них заложена информация о перечне параметров элемента, а также в виде функции реализуется алгоритм расчета.

Для построения виртуальной модели ГТД автоматизированная система «АСТРА» содержит следующие модули расчета основных узлов:

- внешние условия;
- входное устройство;

- компрессор;
- вентилятор;
- основная камера сгорания;
- форсажная камера сгорания;
- газовая турбина;
- дозвуковое выходное устройство;
- сверхзвуковое сопло;
- переходный канал;
- камера смешения;
- отборы рабочего тела из проточной части;
- подвод рабочего тела в проточную часть;
- потребитель мощности;
- самолетный винт;
- сумматор мощности;
- теплообменник;
- парогенератор;
- подвод пара в проточную часть;
- паровая турбина;
- водяной насос;
- водяной конденсатор.

Для каждого из основных узлов ГТД в зависимости от специфики задач термогазодинамического проектирования могут использоваться различные варианты модулей, например, вариант для использования в моделях проектного расчета и вариант для использования в моделях выполненного двигателя. Кроме того, модули могут иметь варианты в зависимости от типа элемента ГТД, например, варианты для неохлаждаемой и охлаждаемой турбины. Имеются модули, которые позволяют моделировать вспомогательные элементы, либо рассчитывать параметры двигателя в

целом. Таким образом, в системе «АСТРА» можно сформировать виртуальную модель различных существующих и перспективных ГТД [16].

Реализации алгоритмов расчета основных узлов, заложенных в соответствующих модулях, широко используют вспомогательные процедуры для расчета газодинамических и термодинамических функций, элементарных термодинамических процессов, параметров газового потока в проточной части с использованием математических моделей рабочего тела и топлива.

Математическая модель рабочего тела описывает зависимость теплофизических свойств от температуры и состава газа. При этом состав газа характеризуется массовым соотношением основных компонентов атмосферного воздуха и продуктов сгорания двигателя: кислорода, водяного пара, углекислого газа, двуокиси серы, азота, гелия и аргона. Состав топлива задается относительным массовым содержанием атомов углерода, водорода и кислорода в его химическом составе.

Модель двигателя, составленная из элементов, позволяет выполнять только прямой последовательный расчёт, поскольку с математической точки зрения представляет собой набор формул. Для настройки модели двигателя на решение конкретных задач проектирования используются специальные модули – модули операций.

Модуль «Согласование» предназначен для организации решения системы нелинейных уравнений в случае, когда не все входные параметры элементов изначально известны или заданы, а на выходные параметры, соответственно, наложены ограничения в виде равенства конкретным числовым значениям или значениям других параметров. Решение системы уравнений осуществляется с помощью модифицированного метода Ньютона. Необходимо подчеркнуть, что преимущество системы «АСТРА» заключается в том, что пользователю при формировании модели ГТД не нужно в явном виде описывать систему невязок и указывать варьируемые переменные. Достаточно указать способ определения параметров элементов (рассчитывается, задается пользователем, связан с другим параметром). Если

указывается, что входной параметр определяется путём расчёта, он автоматически становится варьируемым параметром. Если выходному параметру задано конкретное числовое значение или он связан с другим параметром – автоматически формируется невязка.

Модуль «*Оптимизация*» позволяет находить оптимальное сочетание проектных переменных (оптимизируемых параметров) из условия минимума или максимума целевой функции. В зависимости от постановки задачи целевая функция может определяться по величине одного или совокупности нескольких критериев, характеризующих эффективность двигателя (удельного расхода топлива, удельной тяги, массы двигателя и др.) или летательного аппарата (затрат топлива на тонна-км, себестоимости перевозок и др.). Поиск решения осуществляется методом Нелдера-Мида (деформируемого многогранника). Для выполнения условной оптимизации на числовые параметры модели могут быть наложены ограничения.

Модуль «*Табуляция*» реализует исследование модели объекта путём выполнения серии расчетов при различных значениях исходных данных. В этом случае для выбранных параметров указывается, что они являются табулируемыми и для них задается таблица значений.

Модуль «*Интегрирование*» служит для реализации численного решения системы дифференциальных уравнений и позволяет рассчитывать результаты выполнения различных процессов, например, этапа полёта летательного аппарата. Алгоритм данной операции предусматривает адаптивное изменение шага интегрирования с целью более точного учёта изменения параметров на участках с интенсивным изменением значений производных интегрируемых параметров или сокращения времени расчёта в случае, если значения производных изменяются несущественно. Интегрирование может осуществляться по различным фазовым переменным, например, по времени или по пройденному пути. Кроме того, алгоритм предусматривает задание одного или нескольких условий остановки выполнения интегрирования.

Модуль «Оптимизация управления» реализует метод поиска оптимальной функции управления ГТД по критериям эффективности летательного аппарата. Оптимизация управления выполняется путём разбиения непрерывного процесса на совокупность дискретных шагов и решения вложенных задач параметрической оптимизации значений функции управления на каждом шаге с учетом ограничений.

Совокупность взаимосвязанных элементов и модулей операций представляет собой модель задачи, решаемой с использованием модели исследуемого двигателя. Модель задачи, в свою очередь, может комбинироваться с моделями других задач, тем самым, возможно создавать модели комплексных задач с автоматической передачей данных между подзадачами.

Интерфейс системы «АСТРА» представлен на рисунке 1.

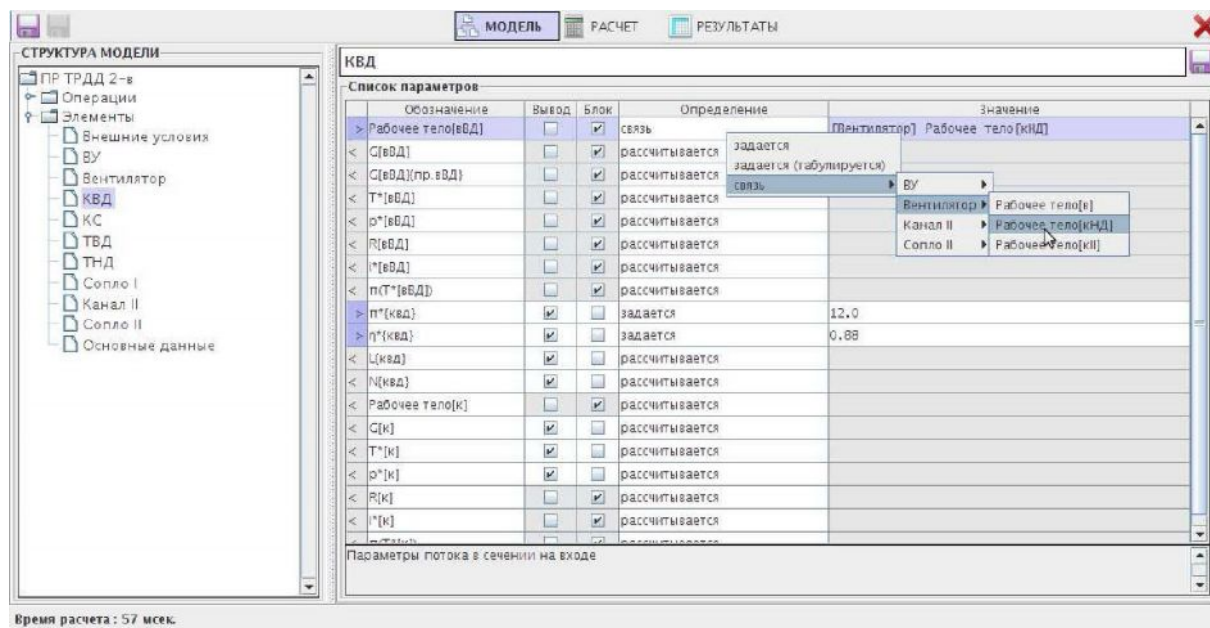


Рисунок 1 – Интерфейс системы «АСТРА»

Автоматизированная система «АСТРА» обладает следующими возможностями [13]:

- формирование моделей газотурбинных двигателей и энергетических установок произвольных схем, в том числе со сложными и комбинированными циклами;
- использование характеристик узлов;

- исследование влияния состава и свойств топлива на параметры двигателя;
- выполнение проектного термогазодинамического расчета;
- анализ влияния выбора параметров рабочего процесса на удельные параметры и основные данные двигателя;
- расчёт эксплуатационных характеристик;
- оптимизация проектных параметров двигателя, в том числе по критериям оценки эффективности системы летательный аппарат-двигатель;
- оптимизация эксплуатационных характеристик;
- оптимизация программы и закона управления двигателя;
- моделирование полетного цикла и др.

Таким образом, система «АСТРА» является комплексной, универсальной автоматизированной системой, охватывающей весь цикл термогазодинамического проектирования газотурбинного двигателя, а также его газодинамической доводки [7, 10, 11].

Кроме того, на базе математических моделей системы «АСТРА» на кафедре теории двигателей СГАУ разработана виртуальная лаборатория испытаний газотурбинных двигателей [9, 12].

Процесс формирования виртуальной модели рабочего процесса ГТД в автоматизированной системе термогазодинамического расчета и анализа «АСТРА» включает в себя несколько этапов.

1. Формулировка задачи для формирования модели двигателя.

В зависимости от постановки задачи формируется перечень исходных данных, а также принимается решение об использовании в модели соответствующих типов элементов.

Для удобства в системе «АСТРА» элементы разбиты на четыре основные группы (рисунок 2):

- элементы проектного расчёта при постоянной теплоемкости (упрощенный проектный расчёт);

- элементы проектного расчёта (инженерный проектный расчёт при переменной теплоёмкости рабочего тела);
- элементы «завязки» выполненного двигателя (проектный расчёт с образмериванием характеристик узлов, заданных в относительном виде, и расчётом площадей характерных сечений);
- элементы расчёта характеристик.

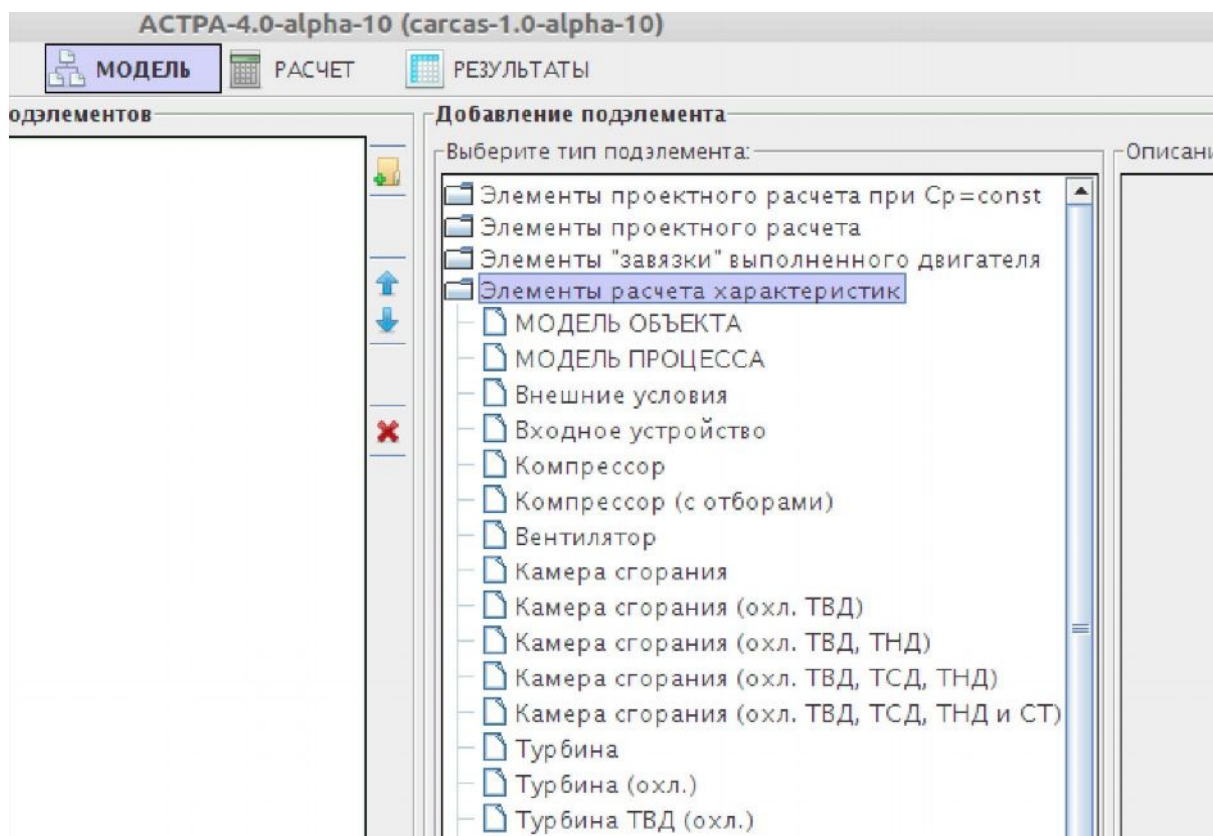


Рисунок 2 – Группы элементов для формирования модели ГТД

2. Запуск программного комплекса.

В папке программного комплекса запускается файл `astra.jar`. Исполнение программы осуществляется в виртуальной машине Java, поэтому необходимо наличие установленной на компьютере среды исполнения Java (JRE).

В операционной системе Windows запуск программного комплекса осуществляется также, как и запуск обычного исполняемого файла. В операционной системе Linux запуск осуществляется из окна терминала командой «`java -jar astra.jar`».

После запуска программного комплекса появляется начальное окно, внешний вид которого представлен на рисунке 3.

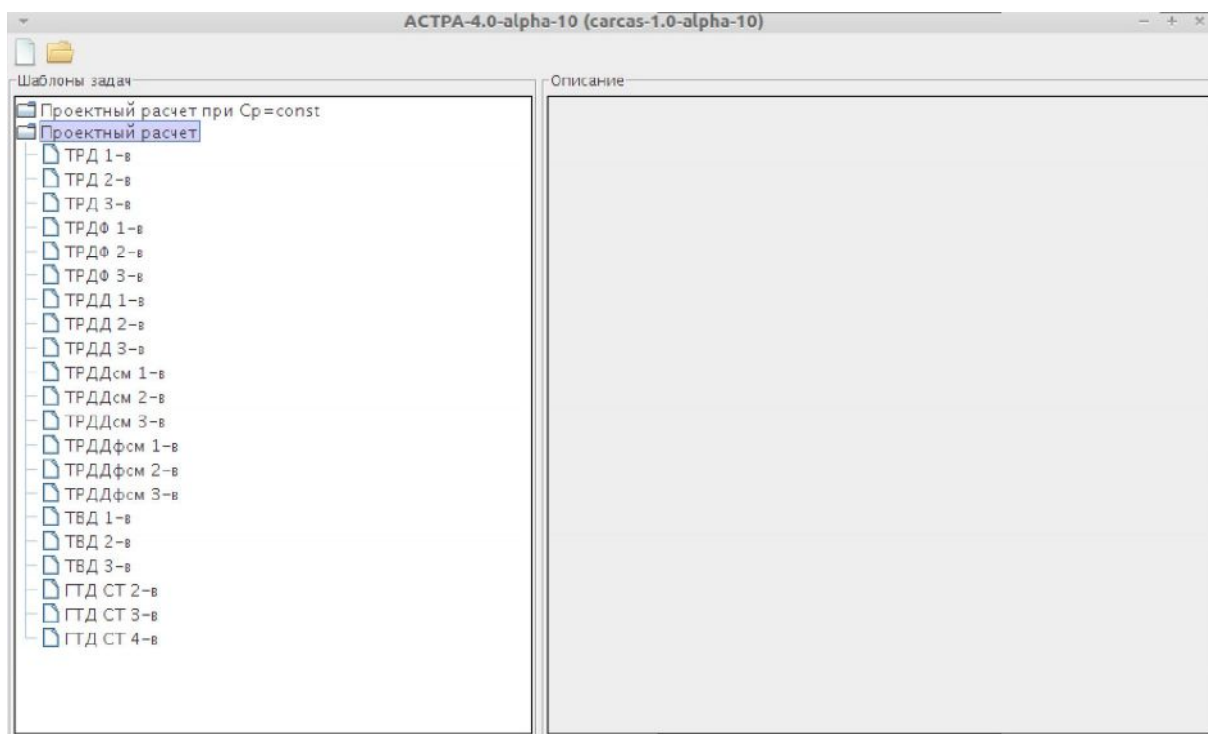


Рисунок 3 – Вид начального окна программного комплекса

На левой панели отображается перечень доступных готовых моделей ГТД различных типов и схем сформированных для решения типовых задач.

На верхней панели находятся кнопки создания новой модели и загрузки ранее сформированной модели из файла.

3. Создание новой модели.

При нажатии кнопки «Создать новую модель» открывается окно редактирования модели (рисунок 4).

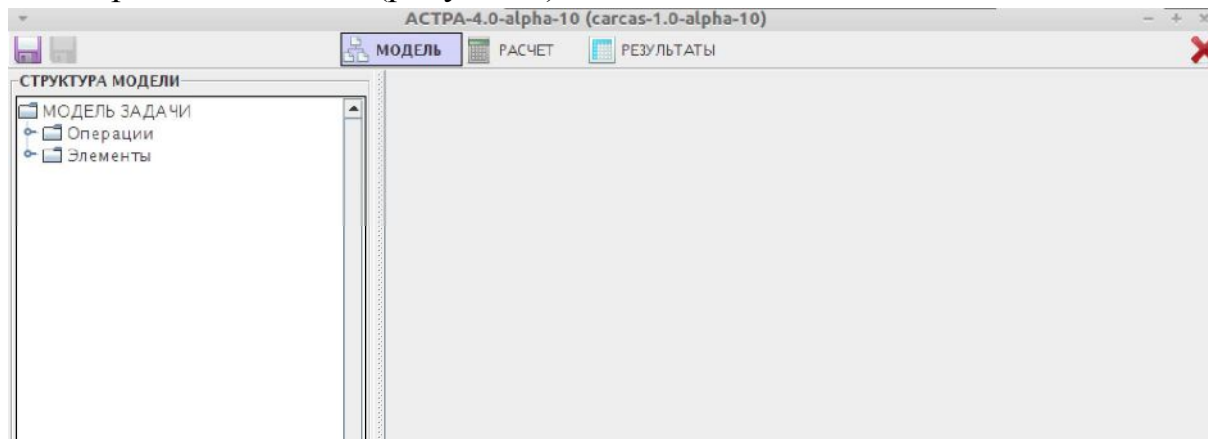


Рисунок 4 – Вид окна программы с новой моделью

На верхней панели находятся кнопки для сохранения информации о текущей модели в файл, а также кнопки, позволяющие переключать режимы программы: формирование модели, запуск расчёта и просмотр результатов.

На левой панели отображается дерево структуры модели. При выборе того или иного пункта структуры на правой панели отображается окно его редактирования.

Например, при выборе пункта «Элементы» отображается панель добавления/удаления элементов в модель (рисунок 5).

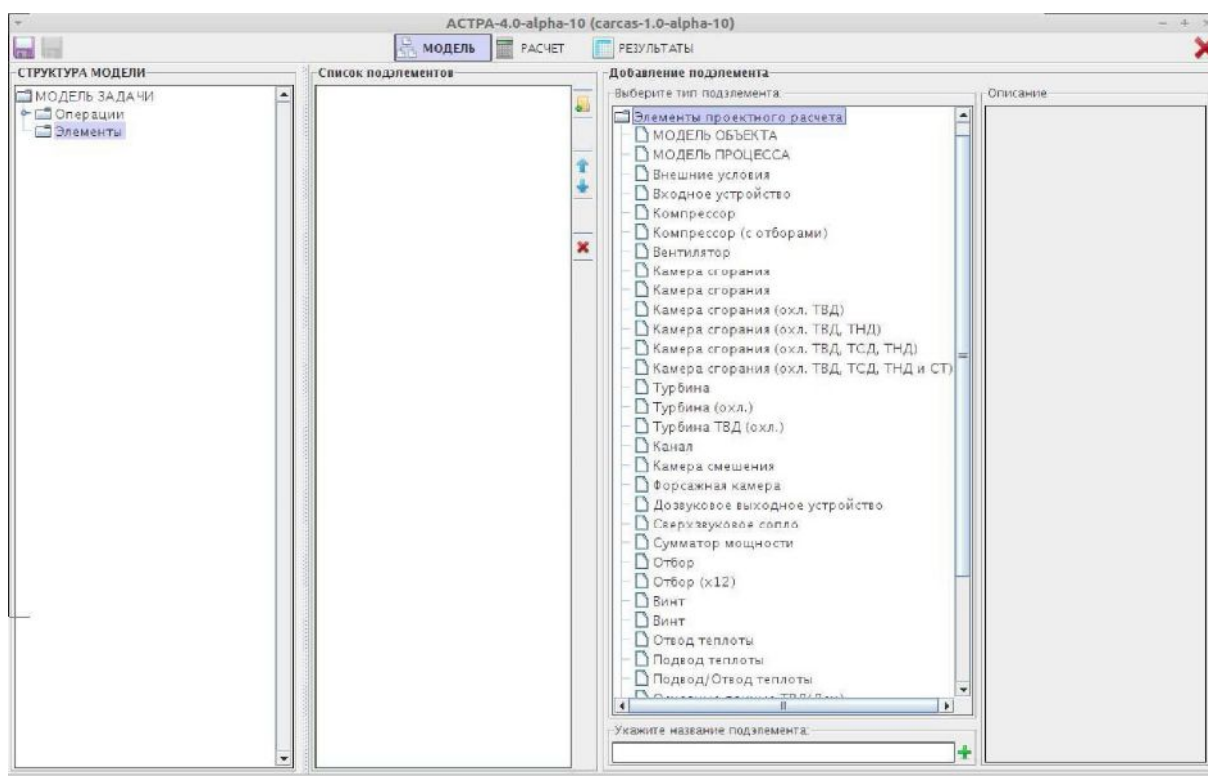


Рисунок 5 – Перечень типов элементов

4. Добавление элементов в модель.

В панели добавления элементов модели выбирается тип элемента, указывается его название и нажимается кнопка «+». Новый элемент отображается в дереве модели и в списке элементов, где можно изменить порядок расположения элементов, удалить выбранный элемент или загрузить отдельный элемент из файла.

Таким образом формируется элементный состав будущей модели двигателя (рисунок 6).

Если параметр должен получать значение, рассчитанное в другом элементе, то необходимо двойным «щелчком» на ячейке в столбце «Определение» вызвать меню с возможными вариантами способа определения значения параметра, выбрать пункт «Связь», а в подпунктах указать название элемента и параметра, от которого будет приниматься значение (рисунок 8).

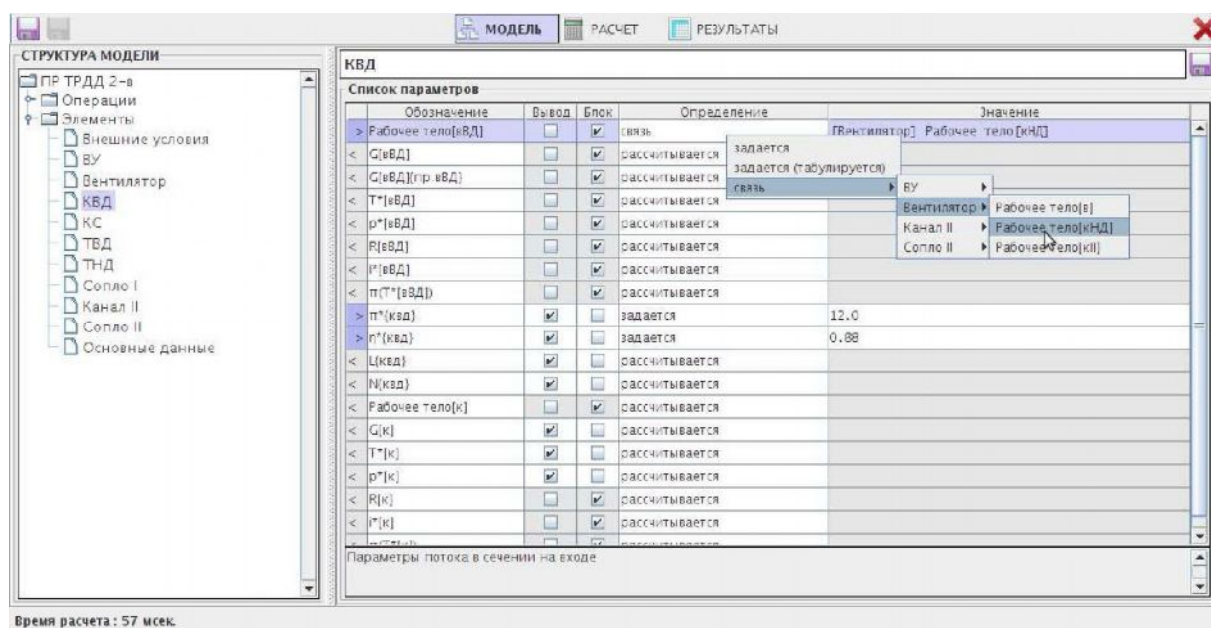


Рисунок 8 – Формирование связи параметров

6. Определение задаваемых и рассчитываемых параметров.

Аналогично, заданию связей параметров для всех параметров, значения которых являются исходными данными, в столбце «Определение» указывается пункт «задается» или «задается (табулируется)», после чего в столбце «Значение» указывается конкретное значение или таблица значений (рисунок 9).

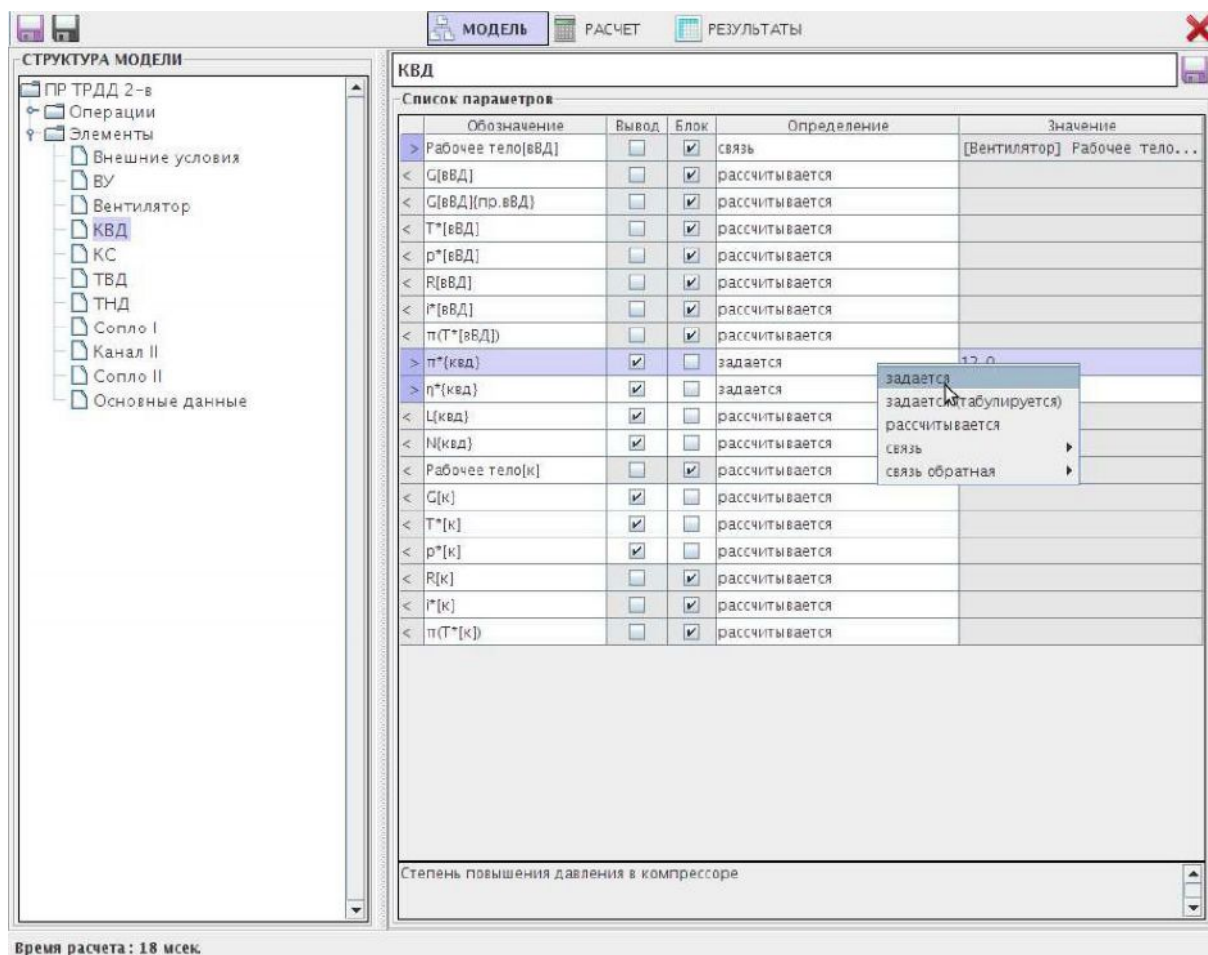


Рисунок 9 – Задание исходных данных

Затем, для всех параметров, значение которых неизвестно и определяется в результате расчёта, даже, если параметр является входным для данного элемента, в столбце «Определение» указывается пункт «рассчитывается» (рисунок 10).

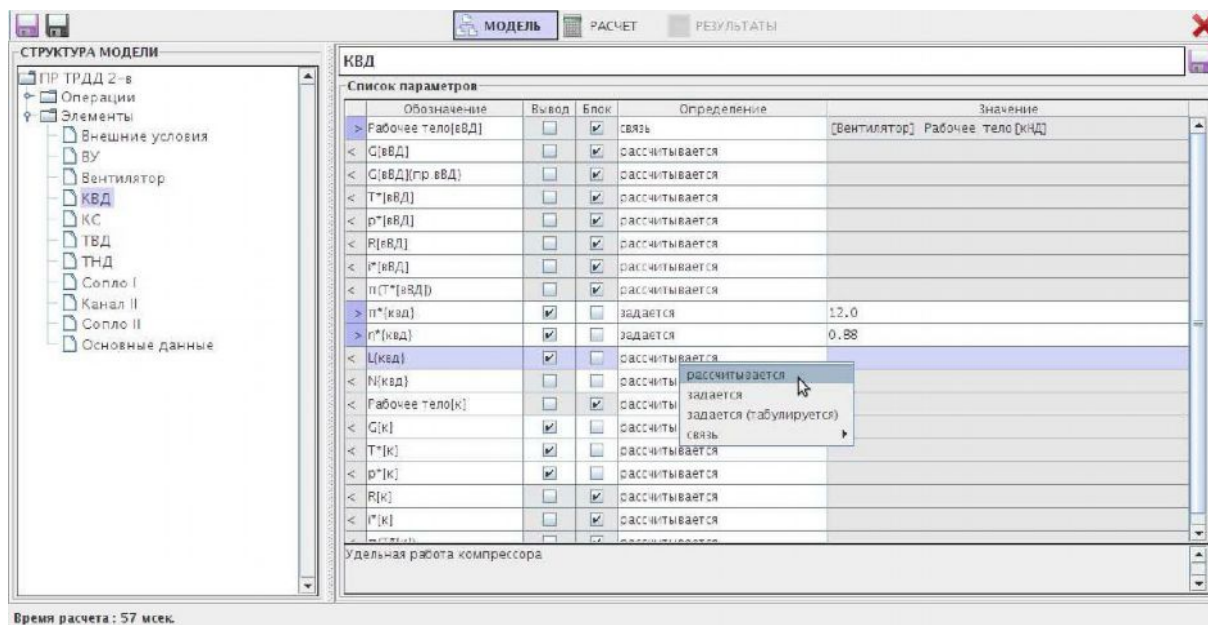


Рисунок 10 – Выбор рассчитываемых параметров

7. Настройка модели на решение различных задач проектирования.

Виртуальная модель двигателя, сформированная в системе «АСТРА», как правило, соответствует решению конкретной задачи термозагазодинамического проектирования. Однако при изменении постановки задачи модель может быть легко перенастроена.

Например, при перенастройке модели для «завязки» выполненного двигателя на расчёт его характеристик система невязок остается прежней, меняется только перечень исходных данных, поэтому потребуется лишь изменить способ определения значений некоторых параметров.

Чтобы подключить операцию оптимизации необходимо выбрать в свойствах оптимизируемых параметров в столбце «Определение» пункт «оптимизируется», в настройках операции «Оптимизации» из выпадающего меню выбрать параметр, являющийся целевой функцией, и указать тип оптимизации (минимизация или максимизация) (рисунок 11).

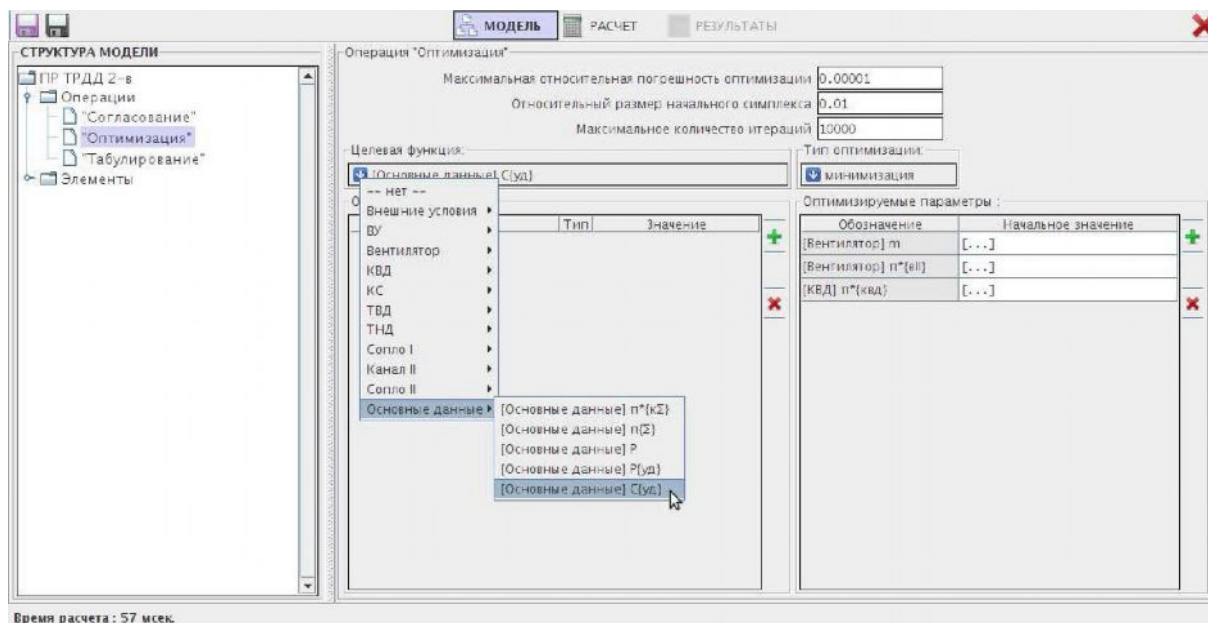


Рисунок 11 – Панель редактирования свойств операции «Оптимизация»

Для исследования влияния различных факторов на параметры двигателя задаётся табулирование параметров, характеризующих данные факторы, и в таблице значений указывается диапазон их изменения (рисунок 11).

8. Сохранение модели, выполнение расчета, просмотр результатов и завершение работы.

Информацию о сформированной модели можно сохранить в файл, а затем загрузить вновь при следующей работе с системой «АСТРА». Для выполнения этой функции на верхней панели находятся кнопки «Сохранить» (для сохранения в текущий файл) и «Сохранить как» (для сохранения в новый файл). Название текущего файла отображается в правой части верхней панели. Рядом с ней расположена кнопка для закрытия модели (завершения работы с моделью) и возврата к начальному окну системы (рисунок 12).



Рисунок 12 – Верхняя панель системы в режиме формирования модели

Выполнение расчёта запускается кнопкой «Расчёт» на верхней панели (рисунок 13).



Рисунок 13 – Кнопка запуска расчета

По завершении расчета автоматически отображается панель с таблицей результатов (рисунок 14).

с[С]	[м/с]	441,2	478,38	512,8	521,45	529,92	538,21	546,35	554,33	562,17
Канал II										
с[II]		1,0	1,0	1,0	1,0	1,0	1,0	1,0	1,0	1,0
G[II]	[кг/с]	83,33	83,33	83,33	83,33	83,33	83,33	83,33	83,33	83,33
T°[II]	[K]	327,89	327,89	327,89	327,89	327,89	327,89	327,89	327,89	327,89
p°[II]	[кПа]	151,988	151,988	151,988	151,988	151,988	151,988	151,988	151,988	151,988
Сопло II										
π(с.рII)		1,5	1,5001	1,5	1,5	1,5	1,5001	1,4999	1,5	1,5
π(сII)		1,5	1,5001	1,5	1,5	1,5	1,5001	1,4999	1,5	1,5
φ(сII)		0,99	0,99	0,99	0,99	0,99	0,99	0,99	0,99	0,99
с[сII]	[м/с]	265,79	265,8	265,8	265,79	265,79	265,81	265,77	265,79	265,78
Основные данные										
π*(кΣ)		20,4	20,4	20,4	20,4	20,4	20,4	20,4	20,4	20,4
π(Σ)		20,4	20,4	20,4	20,4	20,4	20,4	20,4	20,4	20,4
P	[кН]	29,62	30,26	30,85	31,41	31,94	32,45	32,93	33,38	33,82
P(yд)	[кН*с/кг]	0,2962	0,3026	0,3085	0,3141	0,3194	0,3245	0,3293	0,3338	0,3382
C(yд)	[кг/(кН*ч)]	32,85	33,7	34,58	35,46	36,37	37,28	38,21	39,15	40,1

Время расчета : 18 мсек.

Рисунок 14 – Таблица результатов расчета

Таблицу можно сохранить в файл в формате гипертекстового документа. А затем открыть в текстовом редакторе или редакторе электронных таблиц.

Возврат к редактированию модели осуществляется нажатием кнопки «Модель».

Текущие результаты сохраняются до тех пор, пока не изменятся значения исходных данных или настройки операций, и к ним можно вернуться, нажав кнопку «Результаты» (рисунок 14).

Завершение работы с системой «АСТРА» осуществляется простым закрытием программы. Если текущая модель не была сохранена со времени последнего изменения, то появится окно с предложением сохранить информацию о модели в файл.

2 ПРИМЕНЕНИЕ ТЕХНОЛОГИИ IOSO В ЗАДАЧАХ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ОПТИМАЛЬНОГО РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ГТД

Пакет IOSO NM 2.1.61 предназначен для решения задач безусловной и условной нелинейной оптимизации средней и большой размерности. В процессе работы пакет использует программу расчёта целевой функции и ограничиваемых параметров, которая должна быть подготовлена пользователем в виде исполняемого модуля. В качестве исполняемого модуля, определяющего значение целевой функции по значениям варьируемых параметров будем использовать описанную ранее автоматизированную систему термогазодинамического расчета и анализа (АСТРА) ГТД различных типов и схем, графический интерфейс которой в рамках решения данной задачи будет отключен.

Пакет IOSO NM 2.1.61 имеет высокую эффективность решения задач оптимизации со сложными топологиями целевой функции и ограничений. В пакете используется технология построения поверхности отклика, не требующая информации о значениях градиентов. Это обеспечивает высокую надежность поиска экстремума при решении задач оптимизации с гладкими, недифференцируемыми, многоэкстремальными целевыми функциями, а также при наличии областей невычислимости и со смешанным типом переменных (дискретными и действительными).

Простота использования IOSO достигается использованием минимального количества настроек для формирования и запуска задачи оптимизации, а от пользователя не требуется специальных знаний и навыков в области оптимизации и архитектуры компьютера. Внешний исполняемый модуль может быть создан с использованием любого алгоритмического языка программирования, единственным необходимым условием интеграции IOSO NM 2.1.61 с внешним модулем является обеспечение обмена данными через текстовые файлы.

Алгоритм IOSO NM 2.1.61 базируется на технологии построения поверхностей отклика: на каждой итерации осуществляется построение

поверхностей отклика для целевой функции и ограничиваемых параметров и оптимизация данных поверхностей в некоторой текущей области поиска, а затем в полученной точке осуществляется расчет по математической модели исследуемой системы. В процессе работы алгоритмов IOSO происходит процесс накопления информации о характере целевой функции исследуемой системы в некоторой окрестности экстремума, что приводит к непрерывному уточнению поверхности отклика.

Предварительная процедура данного алгоритма заключается в формировании начального плана эксперимента, в каждой точке которого происходит определение целевой функции и ограничений путем расчета по математической модели системы.

Высокая эффективность алгоритма обусловлена адаптивной настройкой его основных параметров в процессе решения задачи оптимизации без вмешательства пользователя. Имеется также возможность настройки некоторых параметров алгоритма вручную, исходя из конкретных особенностей рассматриваемой задачи.

Среди параметров алгоритма оптимизации, изменяемых пользователем, можно выделить следующие.

Максимальное количество итераций это число, при достижении которого алгоритм прекращает работу, даже если при этом не достигнута заданная точность решения. При необходимости пользователь может продолжить процесс оптимизации, увеличив параметр максимального количества итераций.

Точность решения является критерием остановки процесса оптимизации. Когда текущий диапазон поиска хотя бы по одной из варьируемых переменных становится меньше параметра точности решения, процесс оптимизации останавливается. При необходимости пользователь может продолжить процесс оптимизации, уменьшив величину параметра точности.

Точность удовлетворения ограничениям определяет допустимую величину нарушения заданных ограничений типа неравенство.

Количество Парето-оптимальных решений, равномерно распределенных в пространстве критериев. Минимальная величина этого параметра зависит от количества критериев конкретной задачи

Для решения задачи оптимизации в среде IOSO NM 2.1.61 используется математическая модель исследуемого объекта, представленная в виде исполняемого модуля, который должен обеспечивать однозначное определение значений целевой функции и ограничиваемых параметров при произвольно заданных значениях варьируемых переменных. При этом допускается наличие областей, в которых невозможно определение значений целевой функции и ограничиваемых параметров.

При создании исполняемого модуля необходимо соблюдать следующие правила:

1. Для обмена информацией между исполняемым модулем и пакетом IOSO NM 2.1.61 необходимо обеспечить, чтобы исполняемый модуль считывал значения варьируемых переменных из одного текстового файла (файла ввода информации) и записывал значения целевой функции и ограничиваемых параметров в другой текстовый файл (файл вывода информации). Значения переменных записываются в файл в свободном формате.
2. Исполняемый модуль может быть разработан в любом языке программирования, при этом рекомендуется создание и использование 32 разрядных исполняемых модулей без вывода на экран.

Рассмотрим применение технологии IOSO на примере выполнения оптимизации параметров рабочего процесса ТРДД (степени двухконтурности и степени повышения давления в наружном контуре вентилятора) для обеспечения минимума комплекса критериев эффективности, в который входят суммарная масса силовой установки и топлива на борту,

себестоимость перевозок и удельные затраты топлива. Функциональные ограничения в данной задаче отсутствуют.

1. Поскольку графический интерфейс системы АСТРА при работе с пакетом IOSO скрыт, необходимо заранее выполнить формирование модели задачи определения критериев эффективности и значений ограничиваемых параметров по заданным значениям оптимизируемых переменных.
2. Создаем папку с названием, соответствующим решаемой задаче, например \OptTRDD3kr\. Записываем в эту папку исполняемый модуль автоматизированной системы АСТРА (ASTRA.exe). Исполняемый модуль разработан в соответствии с требованиями по организации обмена информацией между исполняемым модулем пользователя и пакетом IOSO NM 2.1.61 (в частности, скрыт графический интерфейс системы).
3. Запускаем пакет IOSO NM 2.1.61.
4. В меню «Файл» выбираем команду «Создать...» (см. рисунок 15). После выполнения этого действия на экране появится окно параметров проекта (см. рисунок 16). Вводим название проекта, например, «Оптимизация m и $P^*_{вП}$ » и нажимаем кнопку ОК. В появившемся диалоговом окне подтверждаем необходимость сохранения созданного проекта.
5. Выбираем созданный ранее каталог \OptTRDD3kr\, в поле «Имя файла» вводим название задачи оптимизации (например OptTRDD3kr) и нажимаем кнопку «Сохранить». В результате этого в каталоге \OptTRDD3kr\ будет создан и открыт в среде IOSO NM 2.1.61 новый проект задачи оптимизации с параметрами проекта, принятыми по умолчанию.

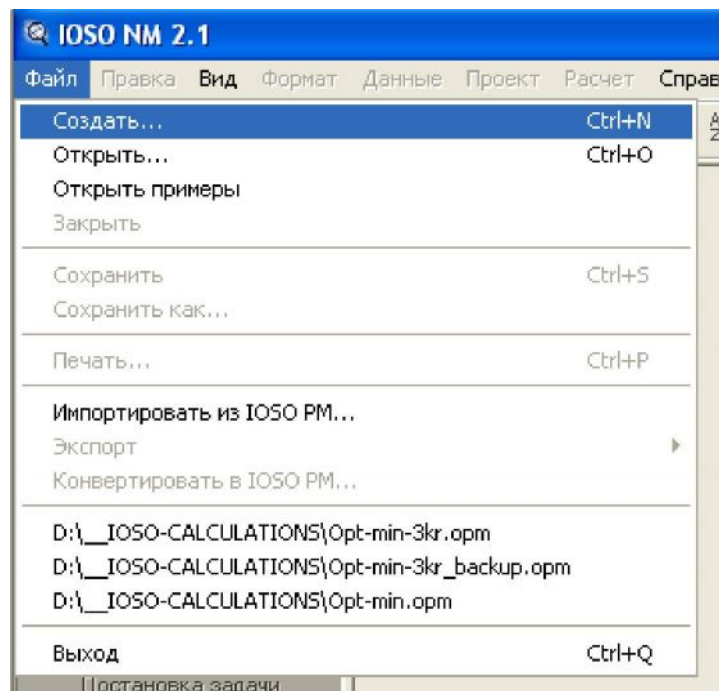


Рисунок 15 – Главное меню пакета IOSO NM 2.1.61

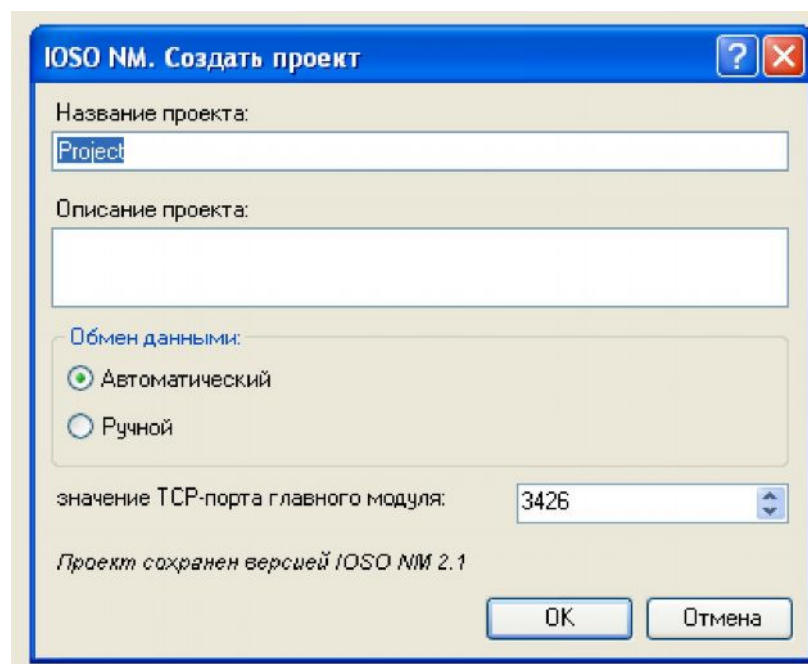


Рисунок 16 – Окно параметров проекта

6. Прежде всего, необходимо добавить в созданный оптимизационный проект «модель» (исполняемый файл, который преобразует совокупность исходных данных в набор выходных параметров). Для этого либо нажимаем на панели инструментов соответствующую кнопку , либо выбираем в меню «Проект» пункт «Настройка проекта»->«Добавить модель...» (рисунок 17). Выбираем тип модели, добавляем её название и описание (рисунок 18).

Кроме того, указываем расположение исполняемого модуля ASTRA.exe, в выпадающем меню «Тип запуска» – «Запускать при каждом обращении». Устанавливаем галочку «Время счета ограничено» и задаем время «2 сек», это необходимо для более оперативного принятия решения о невычислимости расчетной точки.

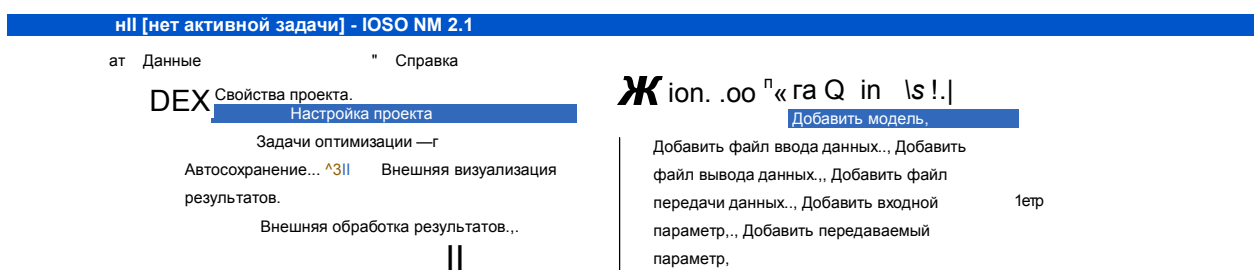


Рисунок 17 – Добавление к проекту расчетной модели

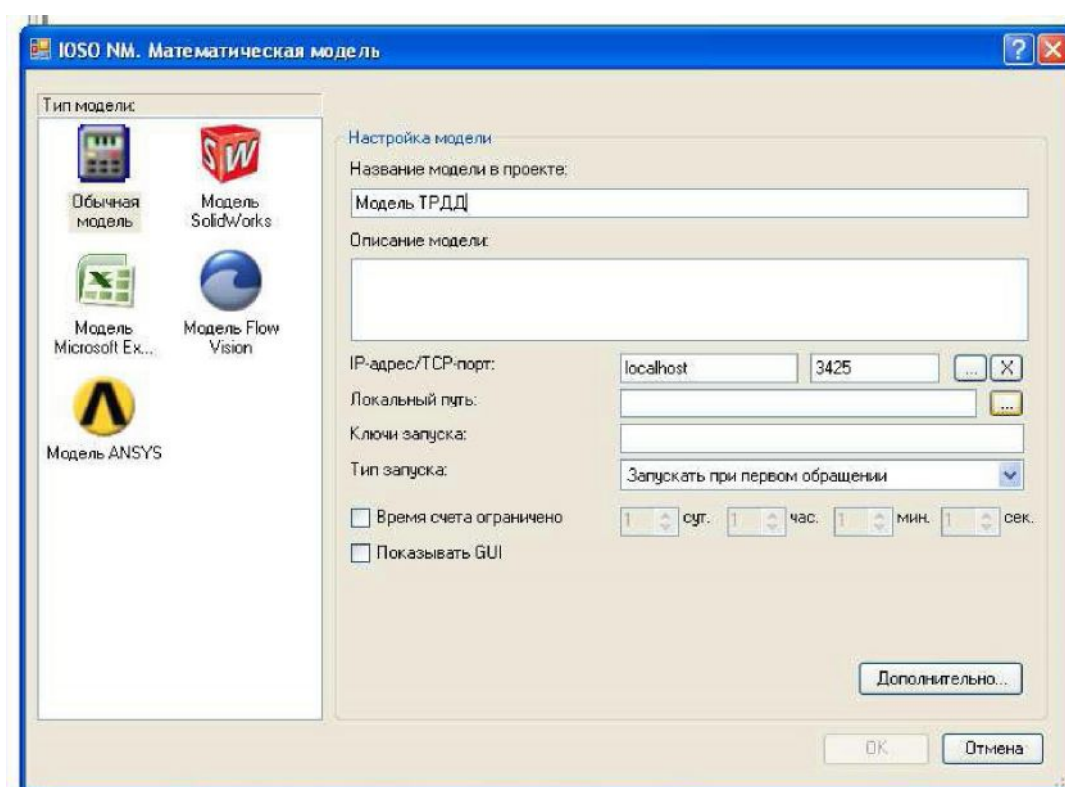


Рисунок 18 – Параметры математической модели 7. Добавляем в проект файлы входных и выходных данных. Для этого либо

нажимаем на панели инструментов соответствующие кнопки **I** | и либо выбираем в меню «Проект» пункт «Настройка проекта»->«Добавить

файл ввода данных...» («Добавить файл вывода данных...») (рисунок 19). Выбираем название и указываем расположение файла исходных данных для консольной версии системы АСТРА «mdl.xml» и файла результатов расчета «result.txt» (рисунок 20).

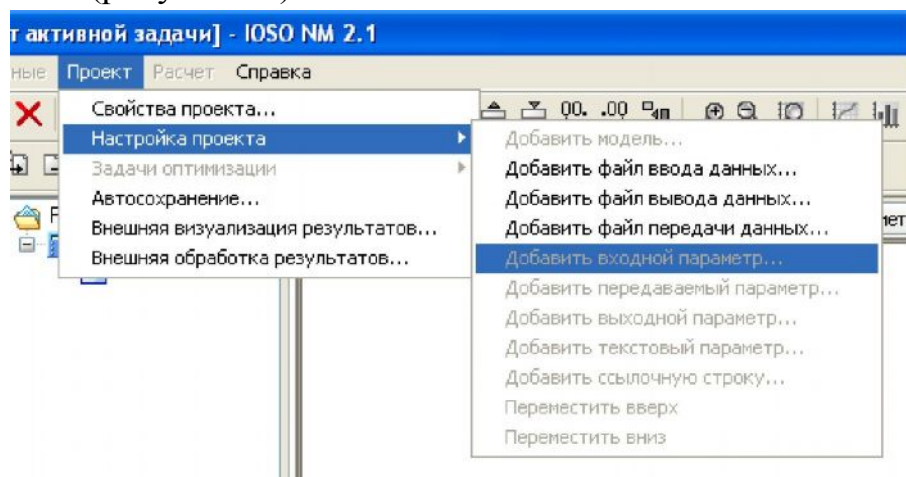


Рисунок 19 – Добавление к проекту файла ввода и вывода данных

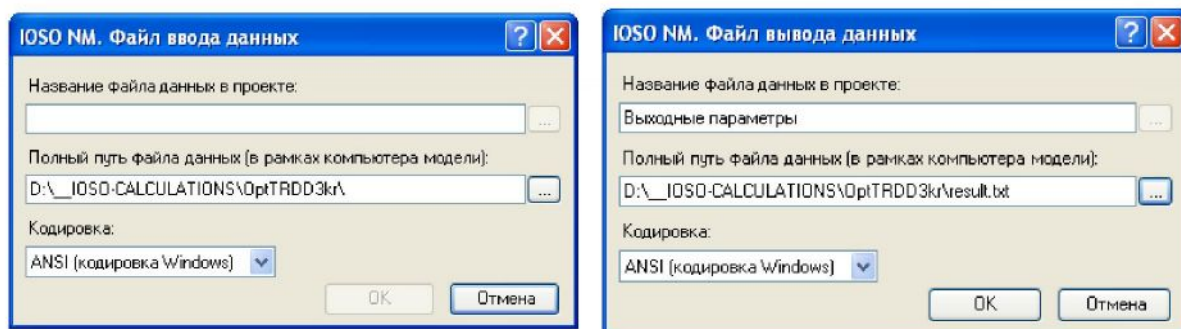


Рисунок 20 – Параметры файлов ввода и вывода данных

8. Определяем расположение входных параметров в тексте файла исходных данных. После выбора файла входных параметров справа появится панель, содержащая его шаблон (рисунок 21). Находим интересующий нас параметр, выделяем его при помощи мыши и нажимаем правую кнопку мыши. В контекстном меню выбираем пункт «Добавить входной параметр». В появившемся окне настраиваем параметры входного параметра: его название и положение в тексте относительно начала файла и начала строки. При необходимости, горизонтальная позиция параметра может быть указана с использованием разделителей (пробел, двоеточие, точка с запятой и т.п. - см. рисунок 22).

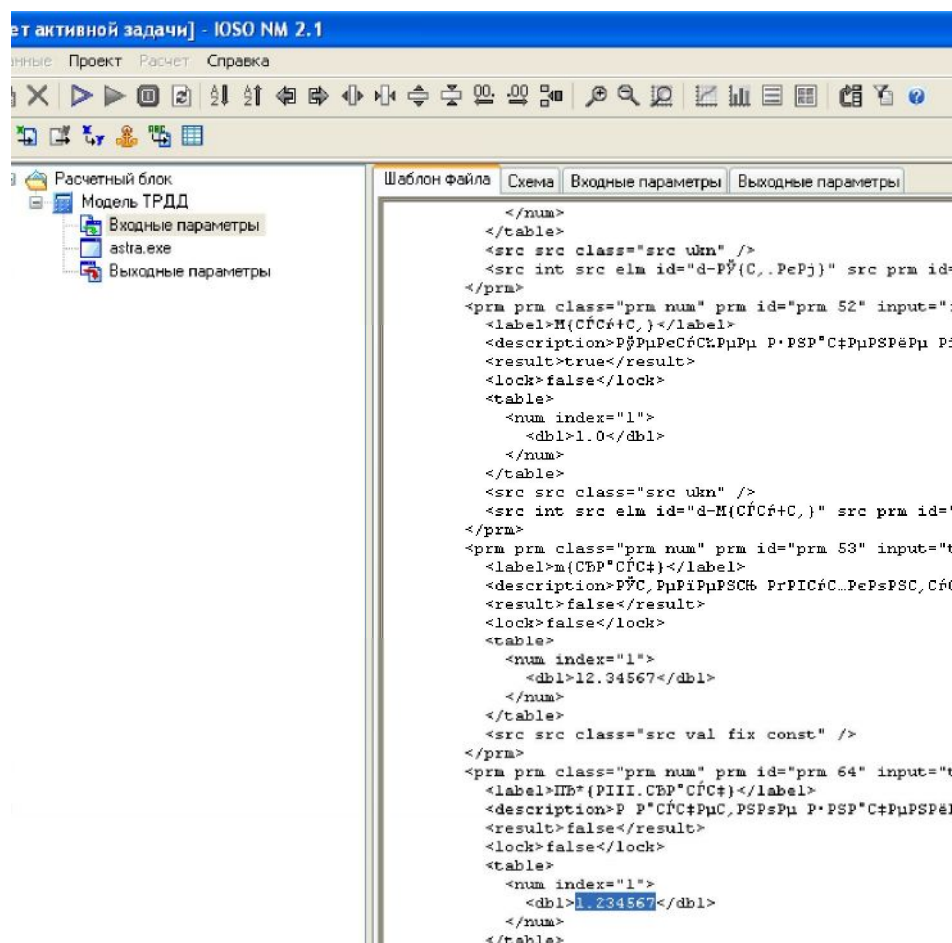


Рисунок 21 – Шаблон файла входных данных

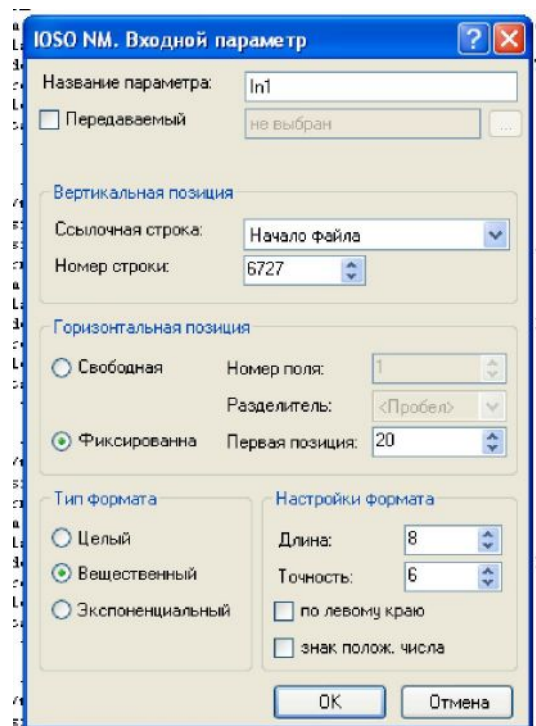


Рисунок 22 – Окно параметров входного параметра

9. Расположение выходных параметров в тексте файла выходных данных определяется аналогичным образом.

10. Переходим к пункту «Постановка задачи». Для этого выбираем меню «Проект», а затем пункт «Задачи оптимизации»->«Добавить задачу». Вводим название и описание задачи.

11. Настраиваем входные и выходные параметры под рассматриваемую задачу. Для входных параметров необходимо указать диапазон допустимых значений, а также тип параметра «Независимый»; для выходных параметров (критериев эффективности) необходимо указать, будет ли критерий минимизироваться или максимизироваться, а также задать ограничения (рисунок 23).

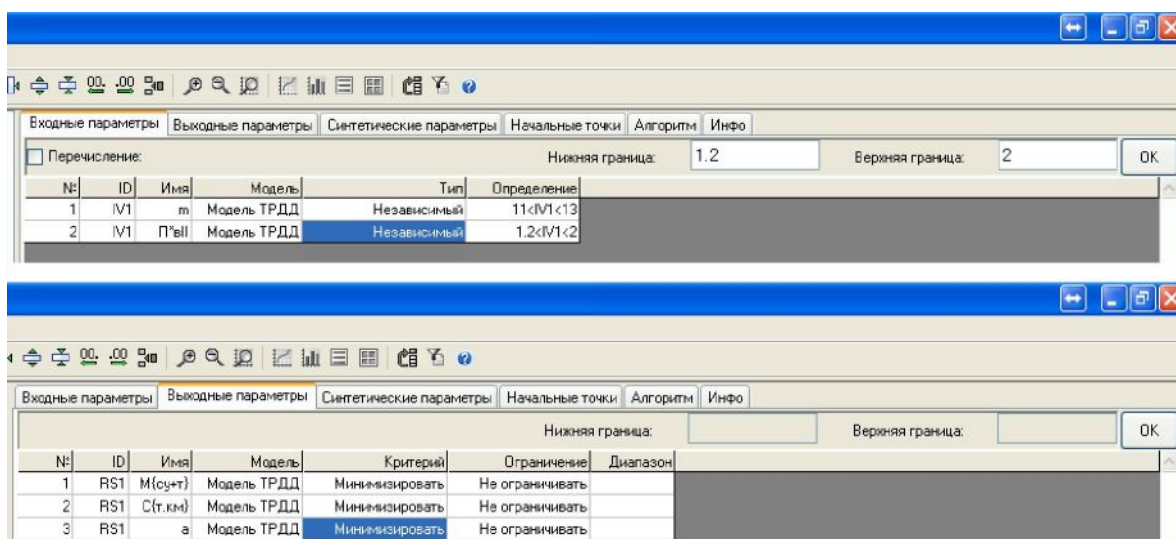


Рисунок 23 – Настройка входных и выходных параметров под решение задачи

12. На вкладке «Алгоритм» указываем максимальное время решения задачи и количество итераций, точность решения задачи и точность выполнения ограничений, а также количество необходимых Парето-оптимальных решений (рисунок 24). При необходимости можно задать значимость критериев эффективности.

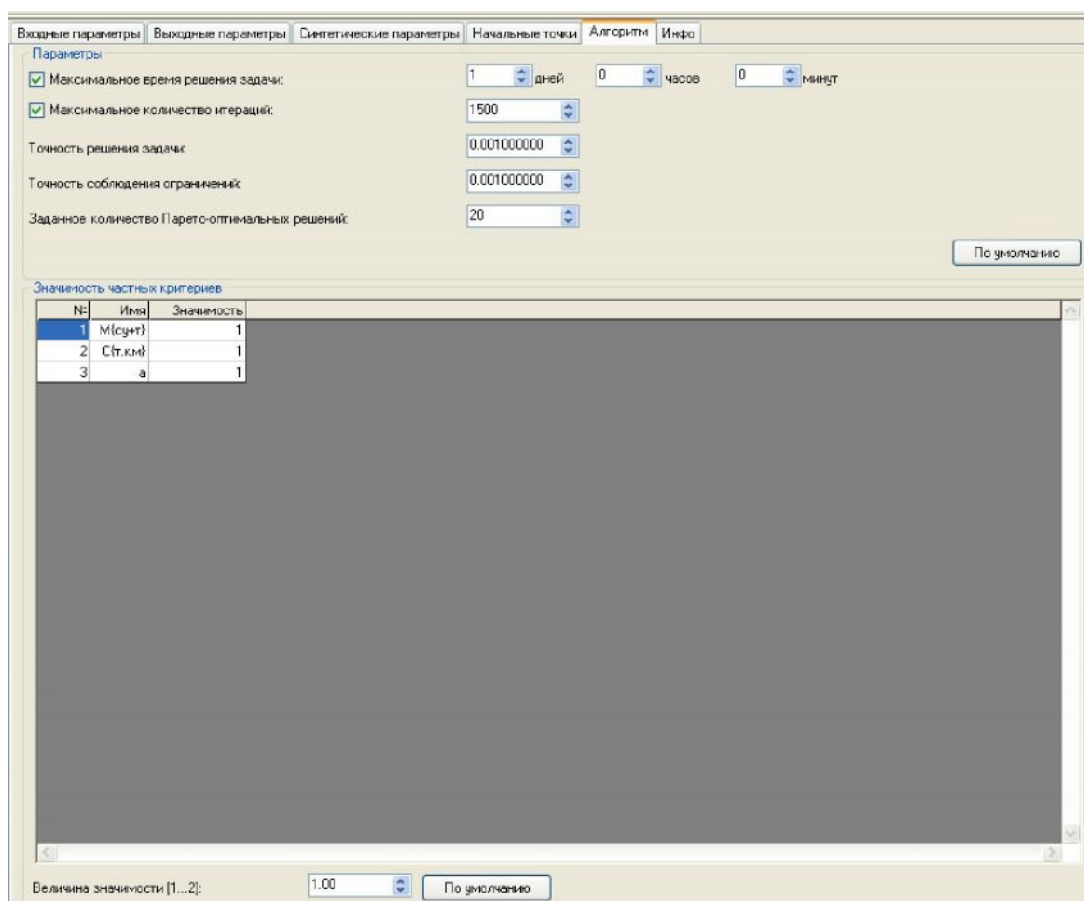


Рисунок 24 – Настройка алгоритма задачи

13. После того, как все настройки алгоритма закончены, запускаем процесс оптимизации, для чего выбираем в меню «Расчет» пункт «Запуск оптимизации».

14. Некоторые сочетания исходных параметров могут быть «невычисляемы» (невозможно получить результаты расчета), при этом будет выдано сообщение, представленное на рисунке 25. Пакет оптимизации IOSO позволяет продолжать расчет даже при наличии таких «невычисляемых» точек, поэтому устанавливаем галочку «Больше не диагностировать эту ошибку» и нажимаем «Да». Необходимо отметить, что существенное количество таких «невычисляемых» точек может быть свидетельством неверной настройки параметров входных и выходных данных, а также оптимизационной задачи.

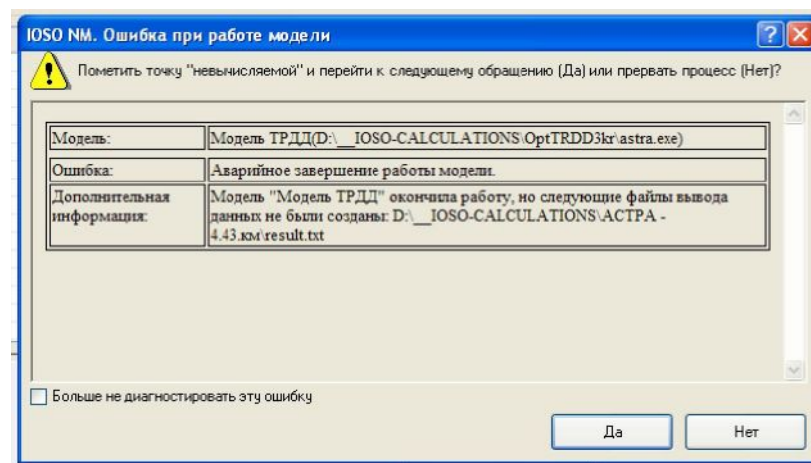


Рисунок 25 – Сообщение об ошибке

15. В процессе поиска решения можно управлять поиском, наблюдать за ходом улучшения критерия, получать в интерактивном режиме графическую информацию об изменении значений варьируемых переменных, критериев эффективности и ограничиваемых параметрах (рисунок 26).

По завершении процесса поиска решения полученные данные могут быть экспортированы из пакета IOSO в текстовом или табличном виде для выполнения анализа результатов.

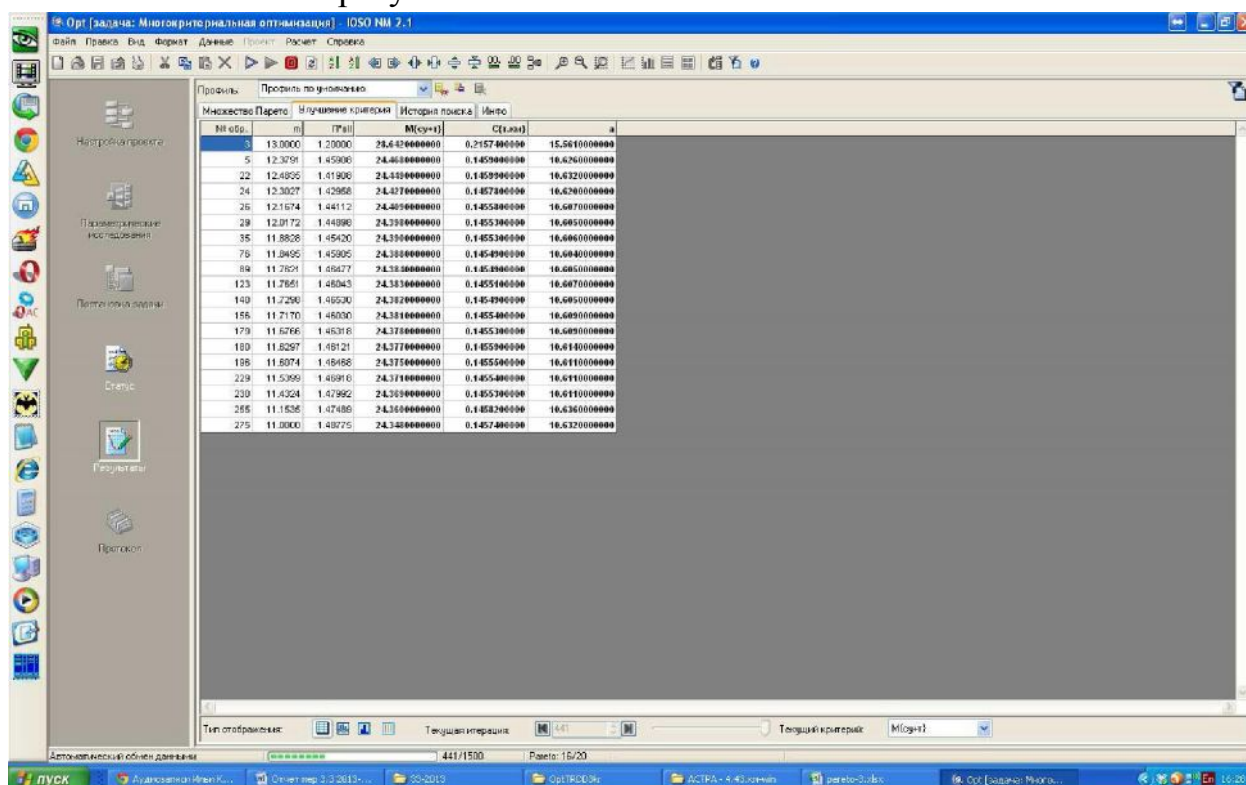


Рисунок 26 – Панель «Улучшение критерия»

3 ТЕХНОЛОГИЯ РАБОТЫ НА СУПЕРКОМПЬЮТЕРЕ «СЕРГЕЙ КОРОЛЕВ»

Пакет оптимизации IOSO NM 2.1.61 может работать под управлением следующих операционных систем:

- Microsoft ® Windows ® NT Ver. 4.0 SP5;
- Microsoft ® Windows ® 2000 SP4;
- Microsoft ® Windows ® 2003 Server;
- Microsoft ® Windows ® XP SP2.

Для того, чтобы обеспечить работу пакета на суперкомпьютере «СЕРГЕЙ КОРОЛЕВ», используется облачный сервис виртуальных рабочих столов.

Облачный сервис виртуальных рабочих столов - это инновационный способ использования вычислительных ресурсов суперкомпьютерного центра СГАУ в современном научно-образовательном процессе студентов и научных сотрудников университета.

Сервис виртуальных рабочих столов построен на базе среды виртуализации СГАУ, используя аппаратную платформу суперкомпьютерного центра и программное обеспечение компании VMware. Виртуальный рабочий стол представляет собой виртуальную машину с предустановленными системными настройками и определенным набором лицензионного программного обеспечения.

Доступ к сервису возможен с любого компьютера подключенного к локальной вычислительной сети СГАУ, в том числе из беспроводной сети.

Для доступа к виртуальному рабочему столу необходимо установить себе на компьютер программу клиент VMware View.

При запуске клиента в поле «Connection Server» необходимо ввести адрес «vss.ssau.ru» (рисунок 27) и нажать кнопку «Connect».

vmware EDPCoIP | VMware Horizon View™

Enter the host name of the View Connection Server.

Connection Server: [Support Information](#)

[Help](#)

[Options >>](#)

Рисунок 27 – Клиент VMware Horizon View Client

Затем ввести имя пользователя и пароль (рисунок 28).



Рисунок 2.2.28 – Клиент VMware Horizon View Client

Далее необходимо выбрать пул виртуальных рабочих столов (рисунок 29). В рассматриваемом примере доступен пул "SSAU-VM-POOL". На этом же окне программы можно выбрать размер экрана терминала, изменив поле «Display».

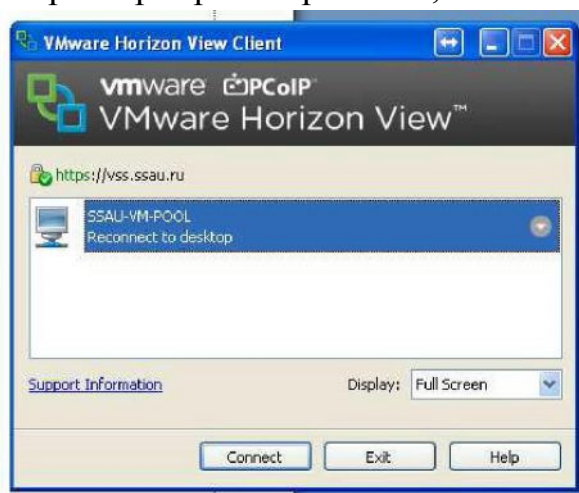


Рисунок 29 – Клиент VMware Horizon View Client

После нажатия кнопки «Connect» происходит подключение к виртуальному рабочему столу и дальнейшая работа в системе не отличается от работы на обычном персональном компьютере.

5 РЕШЕНИЕ ЗАДАЧ МНОГОКРИТЕРИАЛЬНОЙ ОПТИМИЗАЦИИ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК С ПРИМЕНЕНИЕ САЕ-СИСТЕМЫ АСТРА И ТЕХНОЛОГИИ IOSO С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РЕСУРСОВ СУПЕРКОМПЬЮТЕРА «СЕРГЕЙ КОРОЛЕВ»

5.1 ЗАДАЧИ МНОГОКРИТЕРИАЛЬНОЙ ОПТИМИЗАЦИИ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК НА ЭТАПЕ КОНЦЕПТУАЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Проектирование авиационного ГТД – это относительно непродолжительный, но чрезвычайно важный по принимаемым решениям период жизненного цикла двигателя. В результате разработки проекта формируется необходимая информация как по двигателю в целом, так и по всем его элементам. Это, в конечном счёте, предопределяет облик двигателя, особенности его конструктивного воплощения, характер технологических процессов при производстве и условия эксплуатации [2].

Проектирование нового двигателя начинается с выбора параметров рабочего процесса: температуры газа перед турбиной T_g^* ; суммарной степени повышения давления $\pi_{\kappa \Sigma}^*$; степени двухконтурности двигателя m (в случае ТРДД) и степени повышения давления в вентиляторе π_v^* (для ТРДД). Выбору этих параметров предшествует определение их оптимальных значений. С точки зрения системного подхода в качестве критериев оптимизации не могут быть приняты критерии эффективности двигателя (такие как общий КПД, удельный расход топлива или удельная масса), поскольку двигатель является составной частью системы более высокого иерархического уровня (самолета). Оценить оптимальность его параметров можно только по критериям эффективности системы этого уровня, т.е. самолётным критериям [4]. Различают три уровня проектирования: концептуальный (выбор

параметров рабочего процесса по самолётным критериям эффективности), первый (проектирование узлов) и второй (проектирование деталей) [4].

Концептуальный уровень проектирования начинается с формулирования задачи и разработки идеологии закладки двигателя. Главное его содержание – расчёты по оптимизации параметров двигателя, которые включают согласование характеристик самолёта и двигателя и определение области компромиссного решения. А заканчивается он выбором двух – трёх вариантов двигателя, проектным термогазодинамическим расчетом и определением основных размеров их проточной части, составлением описания (“портрета”) двигателя и выдачей технического задания на проектирование узлов.

Газотурбинный двигатель является большой и сложной технической системой, поэтому ему присущи общие закономерности проектирования таких систем. При этом его проектирование предполагает разработку рационального проекта на основе критериального подхода и решения определенной совокупности локальных оптимизационных задач по рабочему процессу, турбокомпрессору, входному, выходному устройствам и системе управления.

В настоящее время общепринятым является использование блочно-иерархического подхода к структуризации процесса проектирования сложного технического объекта. При этом возможны два вида членения исходной задачи проектирования на совокупность частных проектно-конструкторских задач. Первый из них обуславливает вертикальную, а второй – горизонтальную структуру процесса проектирования (рисунок 30).

Согласно первому виду членения весь процесс проектирования ГТД может быть представлен как множество последовательных уровней развития проекта. На каждом из них проектируемое изделие рассматривается со все возрастающей степенью подробности. Решения, принятые на предыдущем уровне, ограничивают допустимые варианты решений на последующих уровнях. В то же время возможно, что решения, признанные рациональными

на одном из уровней, при дальнейшей детализации окажутся нерациональными или нереализуемыми. Это порождает итерационный характер процесса проектирования.



Рисунок 30 – Структурный граф процесса проектирования ГТД

Известно, что по мере детализации проекта размерность задач, требующих решения на каждом последующем уровне, резко возрастает. Это обстоятельство, а также потребность в распараллеливании работ с целью сокращения сроков проектирования приводит к необходимости членения задач на каждом уровне детализации на более мелкие. Это определяет второй вид членения процесса проектирования, порождающий горизонтальную структуру данного процесса. Данная структура описывает необходимые проектные процедуры и входящие в них проектные операции, реализующие типовые задачи проектирования ГТД, и является основой для построения функционального программного обеспечения систем автоматизированного проектирования ГТД.

На основании представленной структуры процесса проектирования ГТД (рисунок 1.1) на этапе концептуального проектирования можно выделить три основные задачи:

- оптимизация параметров рабочего процесса;
- оптимизация конструктивно-геометрических параметров турбокомпрессора;
- оптимизация управления двигателем.

Одной из важнейших и актуальных задач является выбор оптимальных значений параметров рабочего процесса авиационных ГТД. Другим аспектом повышения эффективности создаваемого авиационного ГТД на этапах начального проектирования является оптимизация конструктивно-геометрического облика его турбокомпрессора. Кроме того, важным фактором, определяющим эффективность летательного аппарата (ЛА), является определение оптимального управления ГТД в течение полетного цикла с учетом ограничений режимов полета ЛА и параметров рабочего процесса двигателя.

Указанные задачи решаются разработанной САЕ-системе АСТРА, функциональные возможности которой представлены на рисунке 31.

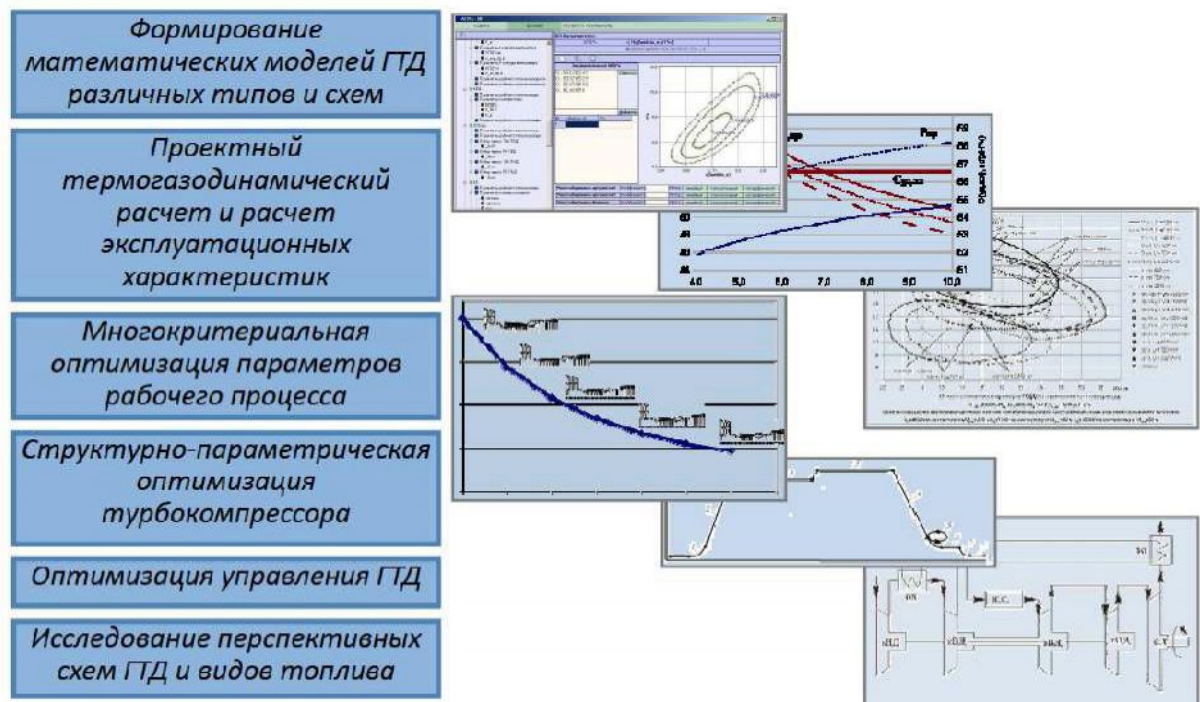


Рисунок 31 – Функциональные возможности САЕ-системы АСТРА

Математически множество значений параметров рабочего процесса ГТД, принадлежащих области локально-оптимальных решений определяется следующим выражением:

$$X = \{X \mid Y(X, b, p) < Y(X, b, p) \wedge \bigcap_{j=1}^J \frac{Dy}{V \cdot P_j} Y(X, b, p) > \},$$

где X - вектор оптимизируемых параметров ГТД; B_k - вектор неоднозначных исходных данных; p - вектор детерминированных исходных данных; p_u, p_k - коэффициенты, позволяющие учесть степень важности при выборе параметров соответственно критерия оценки Y_i и варианта сочетания исходных данных (B_k, p) .

Решения, удовлетворяющие комплексу критериев с учетом неопределенности исходных данных (области компромиссов) отыскиваются как результат пересечения локально-оптимальных областей:

$$X_n = \bigcap_{i=1}^r \bigcap_{j=1}^q X_{jk}$$

где r – количество рассматриваемых критериев оценки Y_i ; q – количество рассматриваемых вариантов сочетания исходных данных неоднозначной величины.

На рисунке 32 представлены результаты оптимизации параметров рабочего процесса ТРДД с тягой $P_0=295\text{кН}$ без ограничений по газогенератору для дальнемагистрального самолета АН-124.

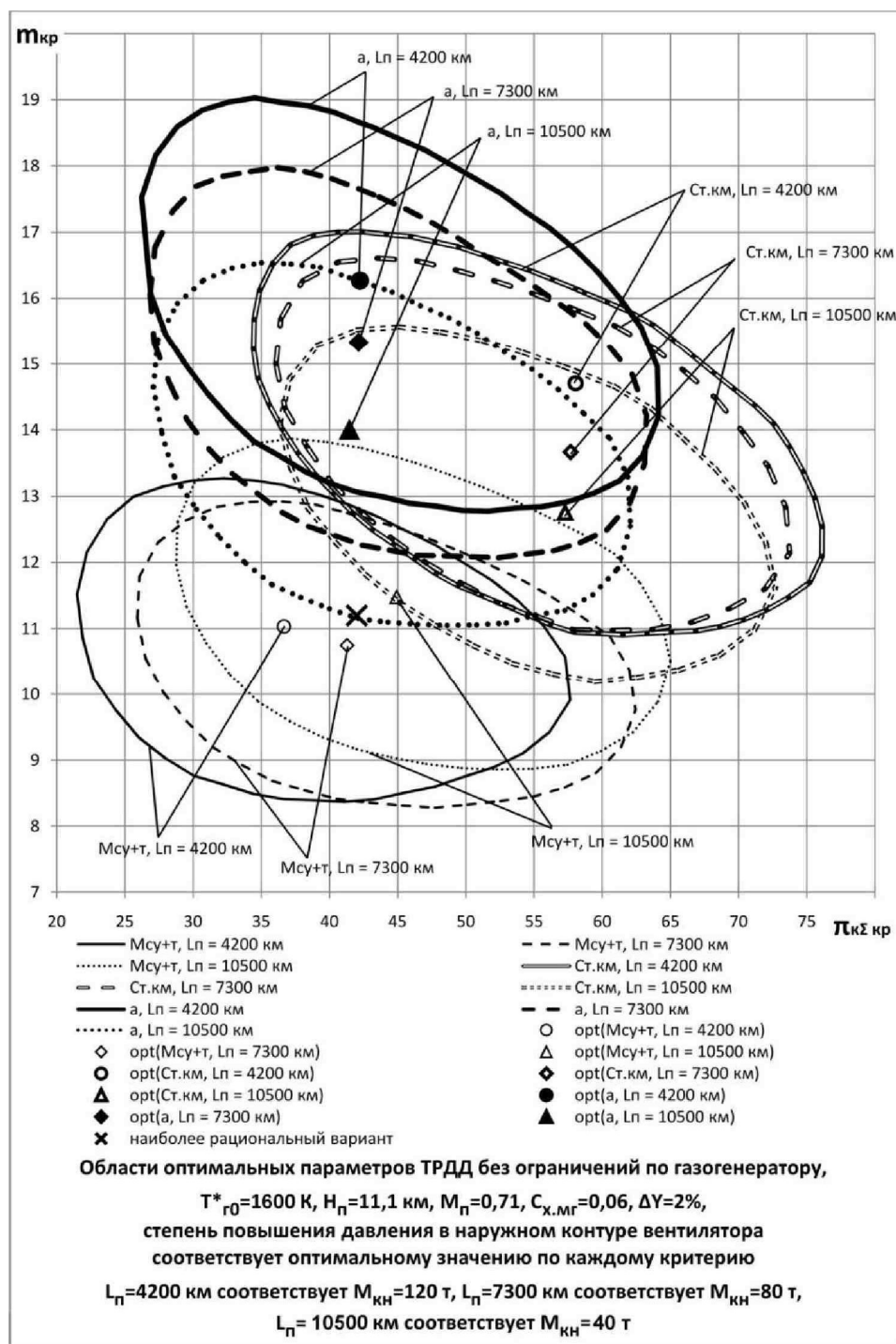


Рисунок 32 - Области оптимальных параметров ТРДД без ограничений по газогенератору

Вследствие того, что использование заданного газогенератора накладывает определённые ограничения на энергетические возможности ТРДД, то достижение заданных тяг двигателя на взлётном P_0 и крейсерском $P_{кр}$ режимах при одновременном выполнении ограничения на максимальную величину температуры газа перед турбиной $T_{г0}^*$ обеспечивается только за счёт

подбора степени двухконтурности $m_{кр}$ и температуры газа перед турбиной на крейсерском режиме $T_{г\text{кр}}^*$, а также исходных положений рабочих точек на характеристиках компрессоров газогенератора (каскадов среднего и высокого давления) на расчётном крейсерском режиме, определяющих приведённый расход воздуха через газогенератор $G_{всд,пр.всд\text{кр}}$. На рисунках 33, 34 показано влияние степени двухконтурности на основные данные ТРДД с выполненным газогенератором на взлетном и крейсерских режимах.

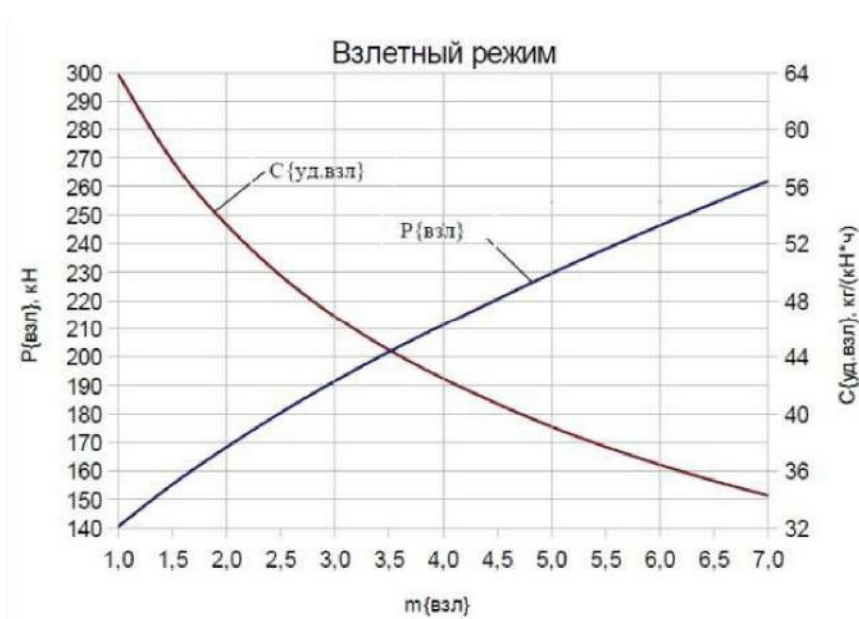


Рисунок 33 – Влияние степени двухконтурности на основные данные ТРДД на взлетном режиме ($H=0$, $M=0$, САУ)

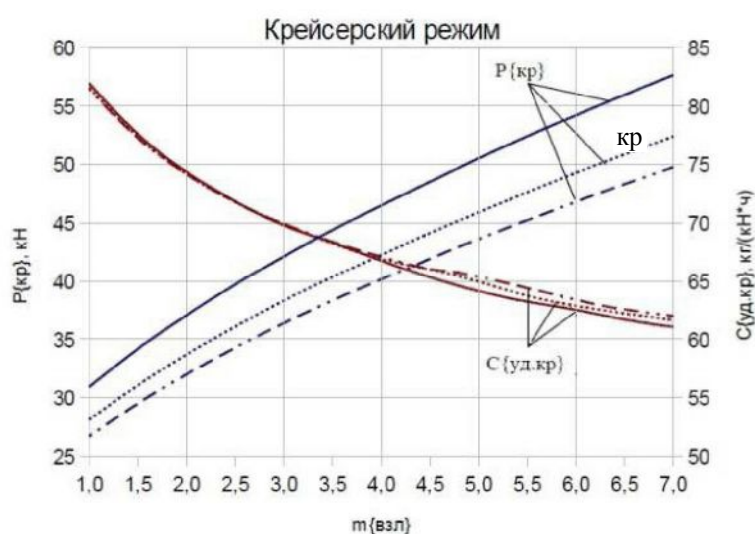


Рисунок 34 – Влияние степени двухконтурности на основные данные ТРДД на крейсерском режиме ($H=11$ км, $M=0,8$, САУ): $P_{кр} = 0,22$;
..... $P_{кр} = 0,20$; – – – $P_{кр} = 0,19$

В этом случае, суммарная степень повышения давления в компрессоре двигателя $p_{k\ S\ кр}^*$ будет однозначно определяться величиной степени повышения давления в каскаде низкого давления $p_{к\ кНД,кр}^*$ то есть во внутреннем контуре вентилятора и подпорных ступенях. Величина $p_{к\ кНД,кр}^*$ обуславливает, с одной стороны, требуемые положения рабочих точек на характеристиках компрессоров газогенератора на расчётном режиме, а с другой – конструктивно-геометрические параметры турбовентилятора, например, количество подпорных ступеней. Поэтому, выбор значения $p_{к\ кНД,кр}^*$ должен осуществляться с учётом соображений получения рациональной схемы турбовентилятора, формализовать которые в рамках термогазодинамической модели двигателя затруднительно, и, следовательно, нельзя непосредственно определять величину $p_{к\ кНД,кр,опт}^*$ с помощью формальных численных методов параметрической оптимизации.

Тогда, задача оптимизации параметров рабочего процесса трёхвального ТРДД с заданным газогенератором сводится к однопараметрической оптимизации величины степени повышения давления в наружном контуре вентилятора $p_{к\ в,кр}^*$, а выбор рационального значения $p_{к\ кНД,кр}^*$ осуществляется исследованием его влияния на величины критериев эффективности самолёта (рисунок 35).

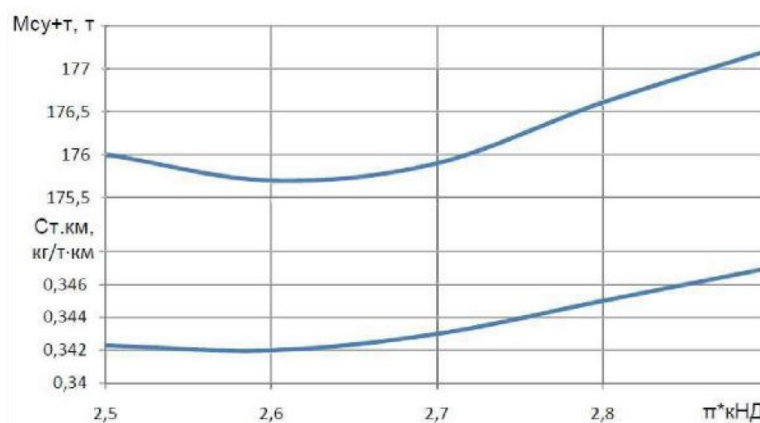


Рисунок 35 – Зависимость критериев эффективности от степени повышения давления в компрессоре низкого давления

На рисунках 36, 37 представлены результаты анализа возможности создания на базе этого газогенератора ГТУ с расчетной мощностью 40 МВт и привода газотурбовоза с расчетной мощностью 10 МВт.

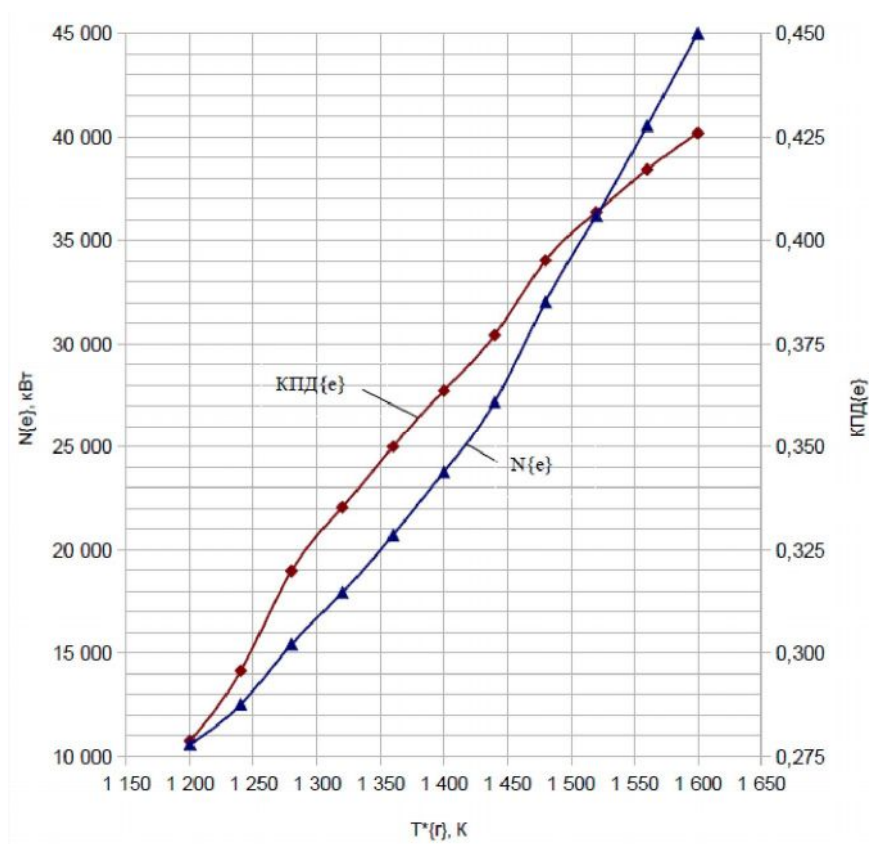


Рисунок 36 – Дроссельная характеристика ГТУ с расчетной мощностью 40МВт ($H=0$, $M=0$, САУ)

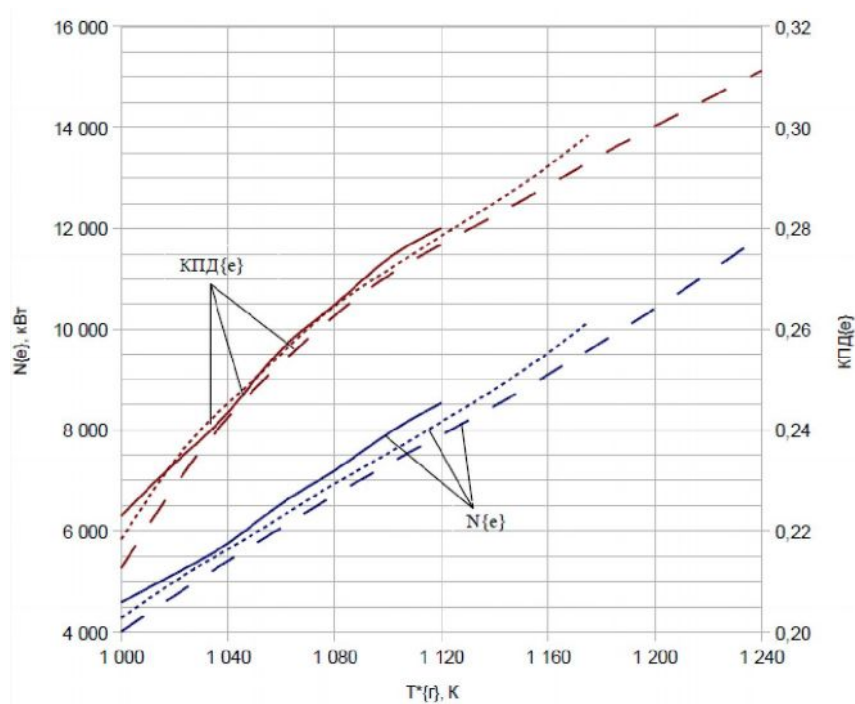


Рисунок 37 - Дроссельная характеристика ГТУ для газотурбовоза
($H=0$, $M=0$, САУ):

— "вд.пр.вВД.расч = 100%; пвд пр вВД расч = 103% ----- Пвд пр вВД расч = 106%

Одной из проблем создания ГТУ для газотурбовоза на базе выбранного газогенератора является слишком большой расход воздуха, который не может быть обеспечен входным устройством газотурбовоза. На рисунках 38 и 39 приведены результаты исследования по возможности снижения расхода воздуха при сохранении потребной мощности.

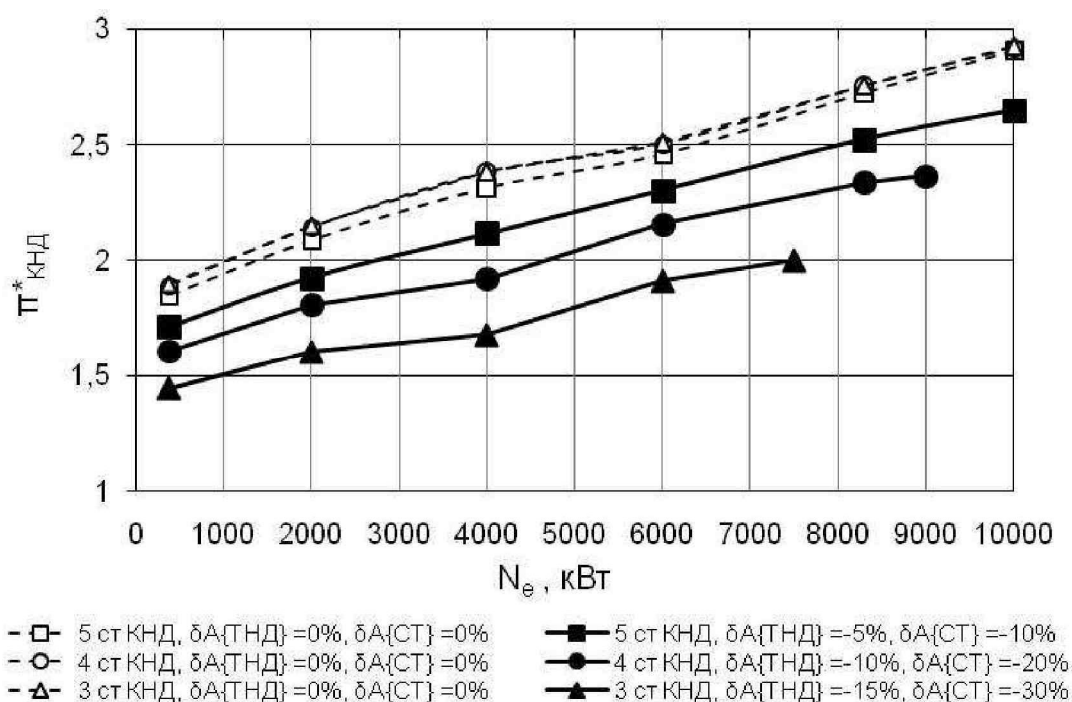


Рисунок 38 – Влияние количества ступеней КСД и пропускных способностей турбин на суммарную степень повышения давления в компрессоре ГТУ

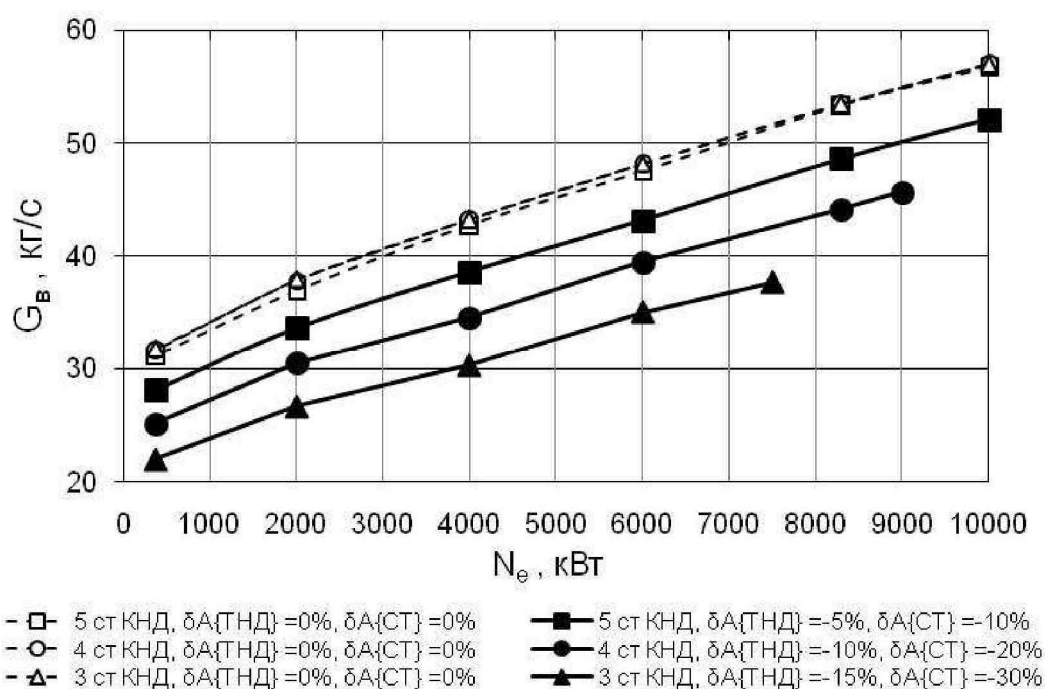


Рисунок 39 – Влияние количества ступеней КСД и пропускных способностей турбин на суммарный расход воздуха через ГТУ

Данная задача может быть решена за счет уменьшения количества ступеней КНД с дополнительным изменением пропускной способности турбин.

Многокритериальная задача формирования рационального облика турбокомпрессора математически может быть сформулирована следующим образом:

$$Q^* = \arg \min_{x, S} \max_{i \in I} \min_{j \in J} S y_{jk}(x, S_k) \mid q(x, S) < 0, a_n < x_n < b_n),$$

где $Q^* = \{x, S\}$ - множество искомых параметров;

$x = (r_{к}, \gamma_{т}, A_{кij}/A_{тсрj}, A_{тсрj} + i/A_{тсрj}) \sim$ вектор оптимизируемых конструктивно-геометрических параметров размерности n (n - количество оптимизируемых параметров); S_k - множество конструктивно-схемных признаков (число валов, тип компрессора, турбин, КС и т.д.), определяющих схему турбокомпрессора; y - множество критериев эффективности (масса, стоимость, КПД и т.д.); $d = \{< \gamma_{рдоп} A_{к}, \dots\}$ - заданные функциональные ограничения; $\partial y_k = p_k \frac{y_k}{s} \sim \frac{y_k^{1/3}}{s}$ - нормированное по техническому заданию

значение z -го критерия (или $\delta y = p_k \frac{y_k}{s} \sim \frac{y_k^{1/3}}{s}$); A - коэффициент важности

y_2

(весомости) z -того критерия.

Совокупность искомых параметров $Q = \{x_1, x_2, \dots, x_n, \dots, S_k\}$ представляет собой множество независимых переменных x и схемных признаков S_k , которые определяют концепцию проекта и характеризуют все конструктивно-геометрические параметры турбокомпрессора и однозначно определяют значения частных критериев эффективности системы более высокого иерархического уровня.

Задача оптимизации управления ГТД в процессе полета ЛА заключается в определении такого изменения параметров регулирования двигателя по траектории полета, при котором целевая функция, характеризующая эффективность ЛА, достигает оптимума:

$$u = \arg \min_u J(u).$$

В данной задаче в качестве параметров управления процессом выступают параметры регулирования двигателя U_j , совокупность которых однозначно определяет режим его работы. Функции изменения параметров регулирования ГТД в зависимости от текущей дальности полета ЛА L образуют функцию управления u .

$$u = \{u_1(L); u_2(L); \dots; u_k(L)\}.$$

Например, для ТРДД с одним управляющим фактором в качестве функции управления может выступать изменение частоты вращения ротора высокого давления по траектории полета $u = \{n_{вд}(L)\}$.

Для определения компромиссного варианта управления ГТД, отвечающего комплексу критериев оценки эффективности ЛА, используется минимаксный принцип оптимальности, в соответствии с которым минимизируемой величиной является максимальное значение из набора нормированных критериев эффективности:

$$Y(u) = \max_j$$

где P_j - степень значимости j -го критерия; $F_j(u)$ - нормированное значение критерия эффективности, которое характеризует относительное отклонение текущего значения данного критерия (например, $C_{ткм}$, a , Π) от его оптимального значения F^{opt} , найденного в результате однокритериальной оптимизации.

Взаимосвязь функции управления и критериев эффективности ЛА описывается математической моделью полета ЛА и определяется путем численного решения системы дифференциальных уравнений динамики полета ЛА.

Как показано в [1] моделирование типовых полетных циклов транспортных и пассажирских самолетов выполняется поэтапно, следовательно, и оптимизация управления выполняется на каждом этапе отдельно с помощью соответствующей математической модели. При этом, заключение о выборе того или иного способа управления на каждом из

этапов можно сделать только на основании значений критериев эффективности ЛА, получаемых по результатам моделирования всего полетного цикла.

При составлении методики решения поставленной задачи необходимо учитывать назначение ЛА и особенности управления его силовой установкой на каждом из участков полета. На этапах взлета и посадки, ожидания и предпосадочного маневрирования режимы работы двигателей определяются требованиями безопасности, эксплуатационными требованиями, в соответствии с которыми работа двигателей чаще всего осуществляется на предельных режимах и не предусматривает оптимизации. На этапах набора высоты и снижения режимы работы двигателей также регламентированы, но при изменении высоты полета параметры двигателей не сохраняются постоянными, а изменяются в соответствии с выбранным законом управления двигателями и изменением внешних условий. Таким образом, оптимизация управления на этих этапах заключается в выборе наивыгоднейшего закона управления двигателями, который в совокупности с результатами оптимизации на крейсерском участке обеспечит максимальную эффективность ЛА. Режимы работы двигателей на крейсерском участке могут изменяться в широких пределах. Следовательно, оптимизация управления на крейсерском участке заключается в определении наивыгоднейшего изменения режима работы двигателей на этом участке.

Для дозвуковых транспортных и пассажирских самолетов можно сформулировать следующую последовательность оптимизации управления ГТД:

- 1) формирование множества возможных законов управления ГТД;
- 2) определение массы и скорости ЛА в начале этапа набора высоты;
- 3) моделирование этапа набора высоты по заданной программе $V = V(H)$ с различными законами управления ГТД и определение параметров состояния ЛА в конце данного этапа;

4) оптимизация режимов ГТД на крейсерском участке полета для каждого варианта набора высоты по совокупности критериев эффективности ЛА, рассчитанных с учетом затрат топлива и времени на этапах снижения и посадки;

5) выбор оптимального варианта закона управления по результатам, полученным в предыдущем пункте.

Дальнейшее повышение энергетической эффективности ГТД может быть обеспечено только применением более сложных термодинамических циклов. На рисунке 40 в качестве примера показана возможность повышения эффективного КПД примерно на 10% за счёт регенерации тепла выхлопных газов.

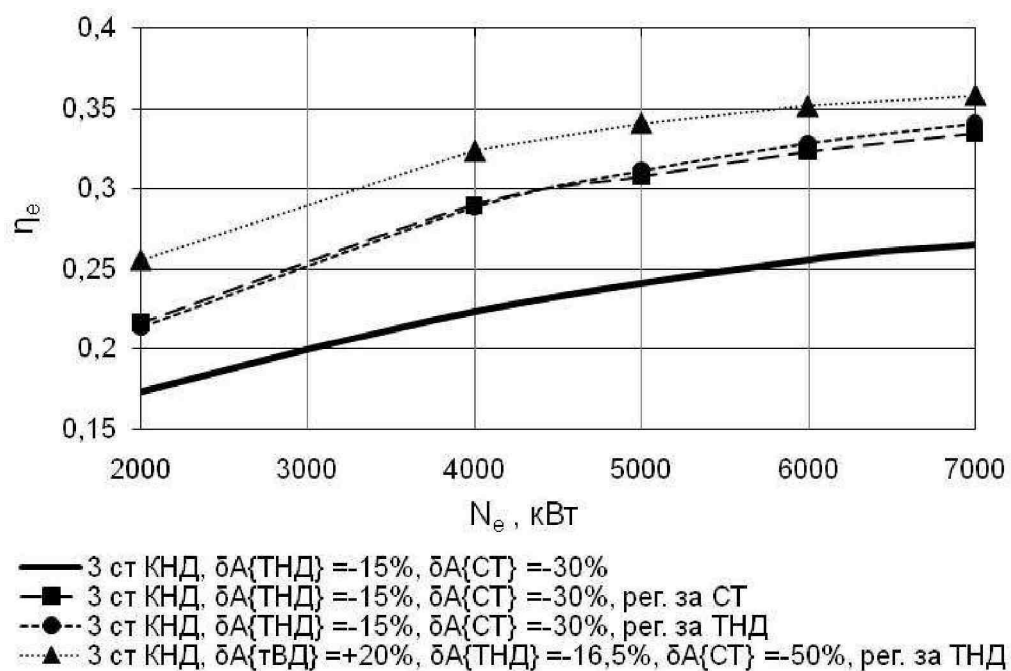


Рисунок 40 - Исследование возможности повышения КПД ГТУ за счет применения сложных циклов
 $(T_{г0}^* = 1138 \text{ К}, \pi_{к\sum}^* = 7,63, N_{e0} = 6,0 \text{ МВт})$

5.2 ПРИМЕР РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ МНОГОКРИТЕРИАЛЬНОЙ ОПТИМИЗАЦИИ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК С ПРИМЕНЕНИЕМ САЕ-СИСТЕМЫ АСТРА И ТЕХНОЛОГИИ IOSO С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РЕСУРСОВ СУПЕРКОМПЬЮТЕРА «СЕРГЕЙ КОРОЛЕВ»

Постановка задачи выбора рациональных параметров рабочего процесса унифицированного газогенератора и семейства газотурбинных двигателей, создаваемых на его базе

Обобщенная постановка задачи выбора параметров рабочего процесса семейства ГТД на базе унифицированного газогенератора формулируется следующим образом: необходимо определить рациональные значения параметров рабочего процесса унифицированного газогенератора для семейства ГТД и параметры рабочего процесса каждого из двигателей семейства. Искомые параметры должны обеспечивать максимально возможную эффективность проектируемых двигателей по совокупности критериев ЛА, при ограничениях, гарантирующих работоспособность ГТД.

Рассматриваемая многокритериальная задача выбора параметров рабочего процесса семейства ГТД на базе унифицированного газогенератора математически может быть сформулирована следующим образом:

$$Q = \arg \min_{A} \sum_{j,k,l,i} v_{jkli} \quad \text{где}$$

$$q_{AxX^bjuO} Q(X, b) < 0,$$

J

$Yt = \{C_{TKM}, M_{cy+T}, a, C_e, \dots\}$ - множество критериев эффективности ГТД; $Xi = (лг^*_{ВП}, m, 7г^*_{KH}, D)$ - вектор оптимизируемых параметров рабочего процесса

двигателя; $Xj = (пг^*_{KT}, T_{np \text{ вГГ}}, G_{e \text{ np вГГ}})$ - вектор оптимизируемых параметров рабочего

процесса газогенератора;

$q_{Jx, Xs, b}$ - ограничения при оптимизации параметров двигателя; $Q(X$

., b) - ограничения при оптимизации параметров газогенератора;

b = (КПД узлов, коэффициенты потерь узлах...) – вектор зависимых переменных и исходных данных.

При такой постановке решается две последовательных задачи оптимизации: оптимизация параметров каждого двигателя по каждому критерию без ограничений по параметрам газогенератора и выбор рациональных параметров газогенератора для всего семейства двигателей с оптимизацией параметров каждого двигателя при заданном унифицированном газогенераторе. Оптимизация параметров каждого двигателя по каждому критерию без ограничений по параметрам газогенератора проводится для более адекватного нормирования критериев эффективности при выборе наиболее рационального варианта из множества эффективных (Парето-оптимальных) решений на завершающей стадии расчетов.

Для оптимизации параметров рабочего процесса семейства ГТД на базе унифицированного газогенератора был использован пакет IOSO, к которому в качестве исполняемого модуля была подключена автоматизированная система расчета и анализа газотурбинных двигателей и энергетических установок (АСТРА), работающая в консольном режиме.

Решение задачи выбора параметров рабочего процесса семейства ГТД на базе унифицированного газогенератора состоит из следующих основных этапов:

1. Определение оптимальных параметров рабочего процесса каждого двигателя по отдельным критериям эффективности Y_{ik}^* без ограничений по параметрам газогенератора.
2. Определение вектора параметров рабочего процесса газогенератора X_j .
3. Определение вектора параметров рабочего процесса двигателя (например, турбовентилятора для ТРДД) X_l .
4. Определение нормированного значения критериев эффективности δY_{ikli} .

5. Оптимизация параметров семейства ГТД и значений параметров газогенератора X_j . Проверка ограничений $p_{кнд} \leq p_{кнд}^{ор}$, $T_{г0} \leq T_{г0}^{ор}$.

Критерии эффективности ЛА определяются на основе моделирования полёта самолёта по заданной траектории.

Исходной информацией для моделирования полёта являются: площади характерных сечений проточной части ГТД; характеристики узлов ГТД; закон и программа управления ГТД; взлётная масса летательного аппарата; аэродинамические и геометрические характеристики планера; программы набора высоты и снижения; высота крейсерского участка полёта; скорость и координаты ЛА в начальной точке.

Результатами моделирования полёта являются функции изменения параметров ЛА по траектории, время полёта, расход топлива за полёт, значения критериев эффективности ЛА.

Необходимо учитывать тот факт, что полёт ЛА чаще всего является многоэтапным процессом. Например, схема полёта дозвукового транспортного или пассажирского самолёта состоит из следующих основных этапов (рисунок 41): взлёт; набор высоты; крейсерский полёт; снижение; ожидание; предпосадочное маневрирование; посадка.

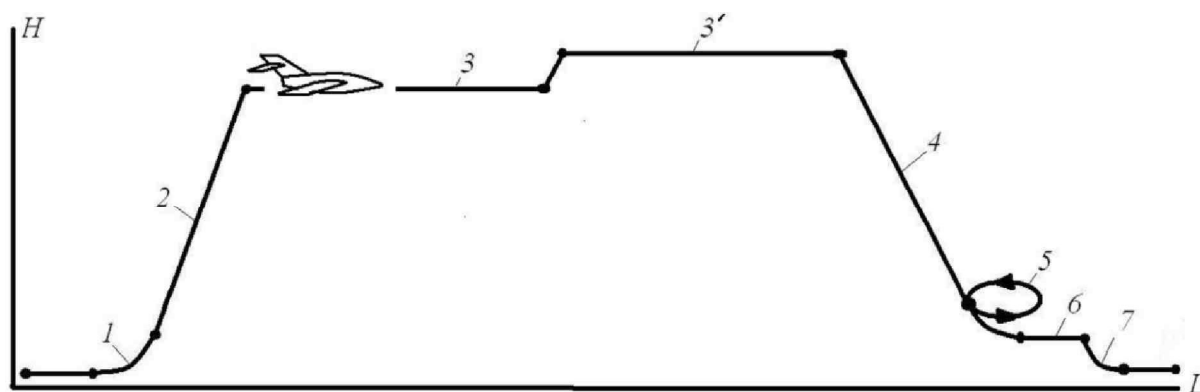


Рисунок 41 – Схема типового полёта самолёта транспортной авиации:
 1 □ взлёт; 2 □ набор высоты; 3, 3' □ крейсерский полёт; 4 □ снижение;
 5 □ ожидание; 6 □ предпосадочное маневрирование; 7 □ посадка.

На этапах взлёта и посадки, ожидания и предпосадочного маневрирования режимы работы двигателей определяются требованиями

безопасности, эксплуатационными требованиями, в соответствии с которыми работа двигателей чаще всего осуществляется на предельных режимах.

На этапах набора высоты и снижения режимы работы двигателей также регламентированы, но при изменении высоты полёта параметры двигателей не сохраняются постоянными, а изменяются в соответствии с выбранным законом управления и изменением внешних условий.

На крейсерском участке полёта режим работы двигателей может изменяться в широких пределах и устанавливается из условия обеспечения горизонтального полета с определенной скоростью.

Поскольку полёт ЛА на различных этапах описывается разными условиями, то его моделирование осуществляется путем последовательного моделирования каждого этапа. При этом значения параметров состояния ЛА в конце очередного этапа являются начальными условиями для моделирования следующего.

В случае моделирования полёта дозвукового пассажирского или транспортного самолета последовательно рассчитываются этапы набора высоты, крейсерского полёта и снижения.

Расчет этапа набора высоты производится до момента достижения летательным аппаратом высоты крейсерского участка, при этом параметры регулирования двигателей, определяемые углом установки рычага управления двигателями, соответствуют номинальному режиму, а угол атаки определяется условием обеспечения заданного изменения скорости по высоте полёта. Траектория полёта в этом случае зависит от изменения тяги двигателей по высоте, то есть от закона управления ГТД.

Расчет крейсерского участка начинается от точки окончания набора высоты и до рубежа снижения. Угол установки рычага управления двигателями может задаваться в зависимости от текущей массы самолета или определяться из условия обеспечения заданного изменения скорости полёта по траектории. Угол атаки в каждой точке подбирается из условия обеспечения горизонтального полета на заданной высоте. По мере выработки

топлива и снижении массы летательного аппарата, может потребоваться расчёт режима набора высоты для достижения более высокого эшелона и продолжение расчёта крейсерского режима полёта на новой высоте.

Расчёт участка снижения выполняется аналогично расчёту набора высоты, за исключением того, что угол установки рычага управления двигателями должен соответствовать режиму малого газа.

По результатам моделирования полёта ЛА по методикам [2] определяются критерии эффективности ТРДД:

$M_{\text{кн}} L_{\text{т}} 10^{-3}$ удельные затраты топлива ЛА на 1 т·км, кг/(т·км),

где $M_{\text{м}}$ ЛА - потребная масса топлива, т;

$M_{\text{кн}}$ - масса коммерческой нагрузки, т; $L_{\text{н}}$ - дальность полёта, км; $M_{\text{СУ}} =$

$M_{\text{СУ}} + M_{\text{т}} M_{\text{ТЛА}}$ - масса силовой установки и топлива на ЛА, кг,

где $M_{\text{СУ}}$ - масса силовой установки, т;

$M_{\text{тс}}$ - коэффициент, учитывающий массу топливной системы ЛА;

$$a = \frac{(\hat{p} + \hat{p}_{\text{рем}} + \hat{o} + \hat{см}) \cdot \text{дв}}{M L_{\text{н}} \text{дв} K} - \text{себестоимость перевозок 1 т·км}$$

коммерческой нагрузки, руб./(т·км),

где $S_{\text{пп}}$ - стоимость подготовки серийного производства;

$S_{\text{пр}}$ - стоимость производства;

$\text{£}_{\text{рем}}$ - стоимость ремонта;

$S_{\text{то}}$ - стоимость технического обслуживания;

« $S_{\text{ГСМ}}$ - стоимость топлива и ГСМ;

$i_{\text{дв}}$ - число двигателей на ЛА;

$2_{\text{дв}}$ - количество серийно выпущенных двигателей;

тн.дв - назначенный ресурс двигателя, ч;

$t_{\text{н}}$ - время полёта, ч.

Технология формирования компьютерной модели в САЕ-системе «АСТРА» для оптимизации параметров рабочего процесса ТРДД без ограничений по параметрам газогенератора и на базе заданного газогенератора

Основные принципы формирования компьютерной модели описаны ранее. Далее будет рассмотрена технология формирования компьютерной модели в САЕ-системе «АСТРА» для оптимизации параметров рабочего процесса ТРДД без ограничений по параметрам газогенератора. В конце подраздела будут описаны особенности оптимизации параметров рабочего процесса ТРДД на базе заданного газогенератора.

Данная задача состоит из двух вложенных моделей: модели завязки газогенератора и модели расчёта выполненного двигателя (рисунок 42).

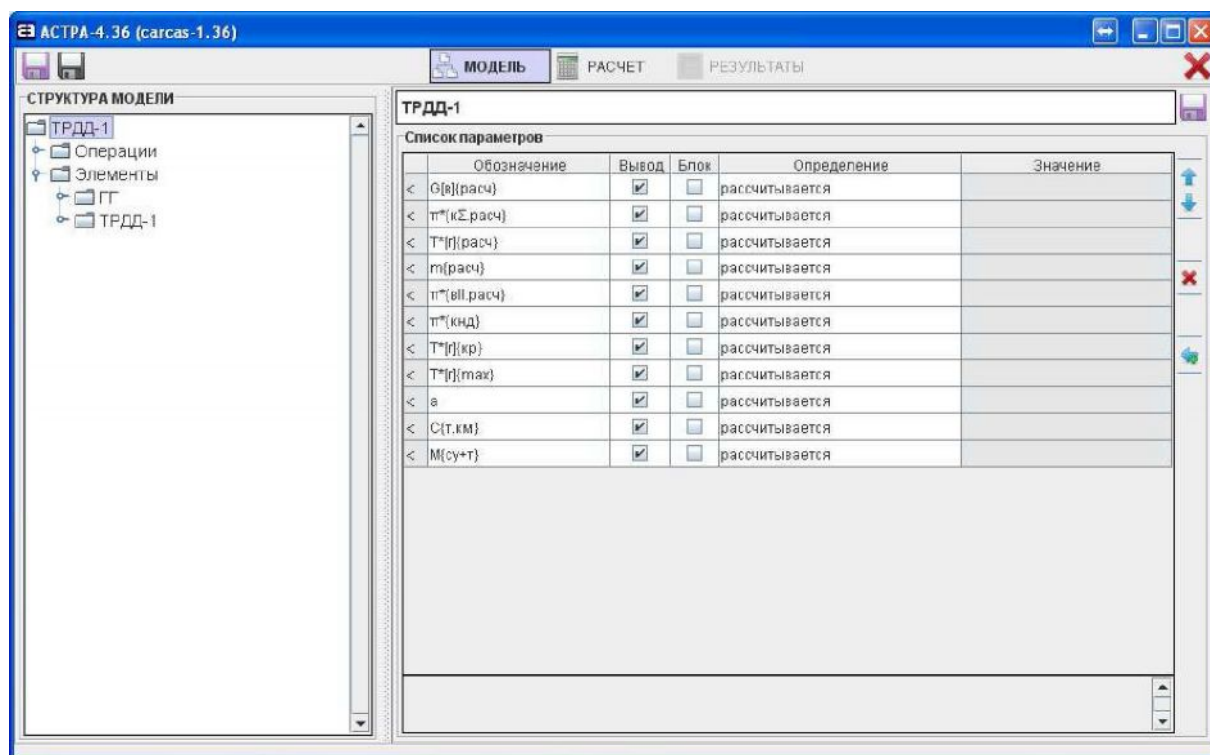


Рисунок 42 – Состав задачи оптимизации ТРДД-1

Рассмотрим модель завязки газогенератора. Для определения площадей характерных сечений и образмеривания характеристик, газогенератор моделируется в составе ТРД. Для формирования данной модели используются следующие расчётные модули:

- Распределение работы сжатия по каскадам;

- Внешние условия;
- Входное устройство;
- Компрессор;
- Отбор на охлаждение турбины;
- Камера сгорания;
- Охлаждаемая турбина;
- Сопло;
- Основные данные ТРД.

Указанные модули последовательно связываются между собой, образуя компьютерную модель проектного расчёта ТРД. Перечень модулей и исходные данные для завязки газогенератора показаны на рисунке 43.

cl АСТРА-4. 36 (carcas-1.36)		" МОДЕЛЬ	В РАСЧЕТ	РЕЗУЛЬТАТЫ	В ВИБ		
СТРУКТУРА МОДЕЛИ		: ГГ				U	
С^ТРЛД-1 °- С3 Операции		-Список параметров				#	
°-ГЛ Операции ? □ Элементы		Г	Обозначение	Вывод	Блок	Определение	Значение
		·	0{в}{расч}	□	□	оптимизируется	
		*	тг*{к1.расч}	□	□	оптимизируется	
		·	Т*{г}{расм}	□	В	оптимизируется	
		>·	Т*{гВД}{так}	□	В	задается	1550.0 [K]
		>·	Т*{гСД}{тах}	□	В	задается	1250.0 [K]
		:	Кед	□	В	задается	0.4
		*	П*{п.ксд.расч}	□	а	задается	0.9
		·	п{сд.пр.в.расч}	Д	а	задается	100.0 [4]
		:	П*{п.квд.расч}	□	В	задается	0.9
		·	п{вд.пр.в.расч}	□	а	задается	100.0 [°]
		:	топливо	□	□	задается	СУГ
		:	П{г}	□	В	задается	0.995
		·	о{кс}	□	В	задается	0.955
		·	г{Нтвд.расч}	□	В	задается	0.91
		:	П{гВД}	□	а	задается	1.0
		:	П*{тсд.расч}	□	В	задается	0.91
		·	П{гСД}	0	а	задается	1.0
		1	0{вСД}{пр.вСД.расч}	□	□	рассчитывается	
		²	тг*{ксд.васч1}	П	п	вассчитывается	
		5					
		J-----					
°-ЕЭТРДД-1							

Рисунок 43 – Перечень модулей и исходные данные

Результаты расчёта завязки газогенератора передаются в модель расчёта выполненного ТРДД. Эта модель состоит из нескольких подмоделей: модели расчёта ТРДД на крейсерском режиме (завязки ТРДД), модели расчёта ТРДД на взлётном режиме (выполненный ТРДД), модулей расчёта критериев эффективности ТРДД и ЛА (рисунок 44).

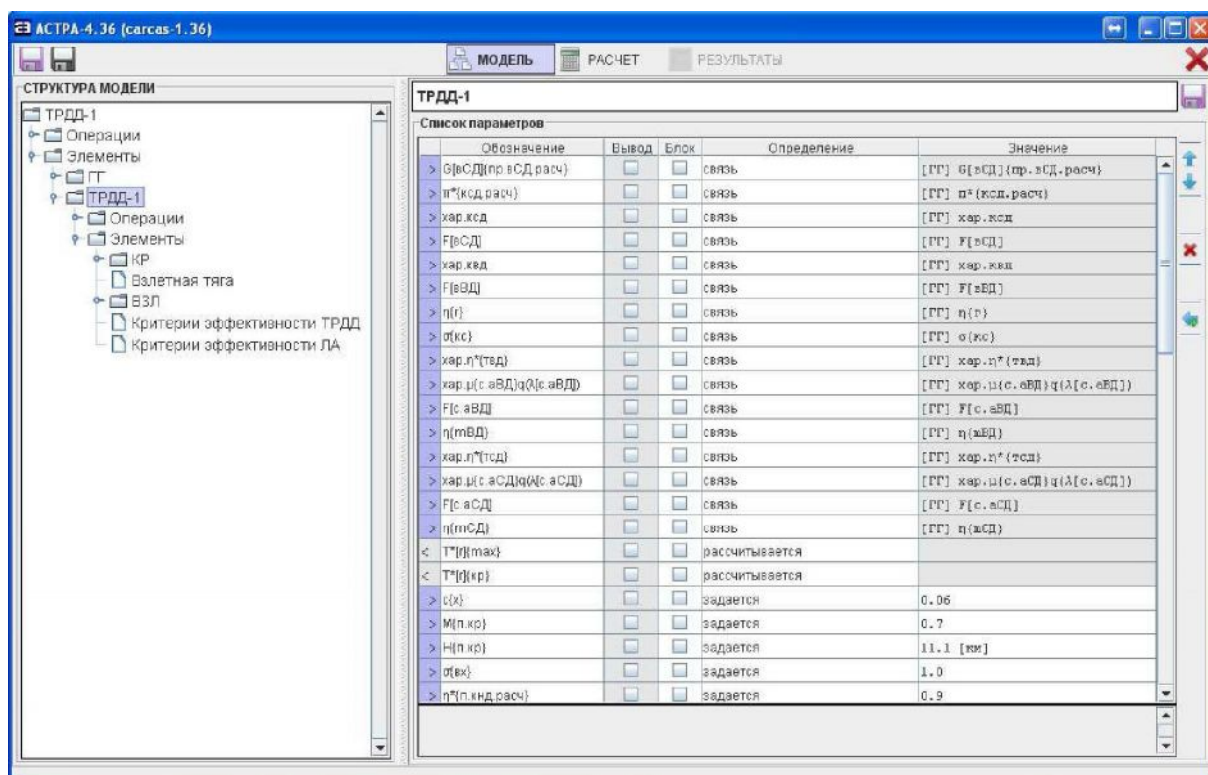


Рисунок 44 – Модель расчёта выполненного ТРДД

Расчёт ТРДД на крейсерском режиме проводится с выполненным газогенератором (заданы площади характерных сечений и характеристики узлов). Поэтому модель расчёта ТРДД на крейсерском режиме состоит из комбинации модулей для проектного расчёта (модули турбовентилятора) и для расчёта выполненного двигателя (модули газогенератора). На рисунке 45 показана структура модели расчёта ТРДД на крейсерском режиме.

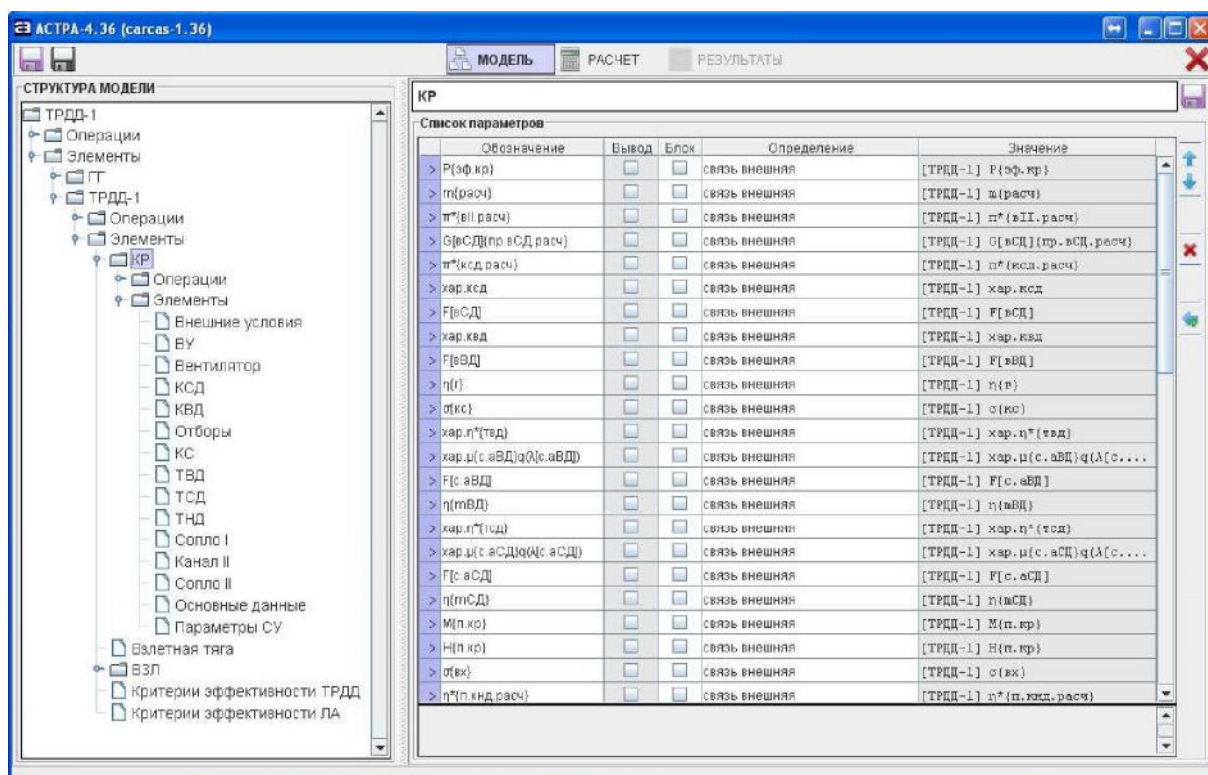


Рисунок 45 – Структура модели расчёта ТРДД на крейсерском режиме

Результаты расчёта ТРДД на крейсерском режиме (площади сечений и характеристики узлов турбокомпрессора) передаются в модель расчёта ТРДД на взлётном режиме. Данная модель состоит из модулей для выполненного двигателя. Структура этой модели показана на рисунке 46.

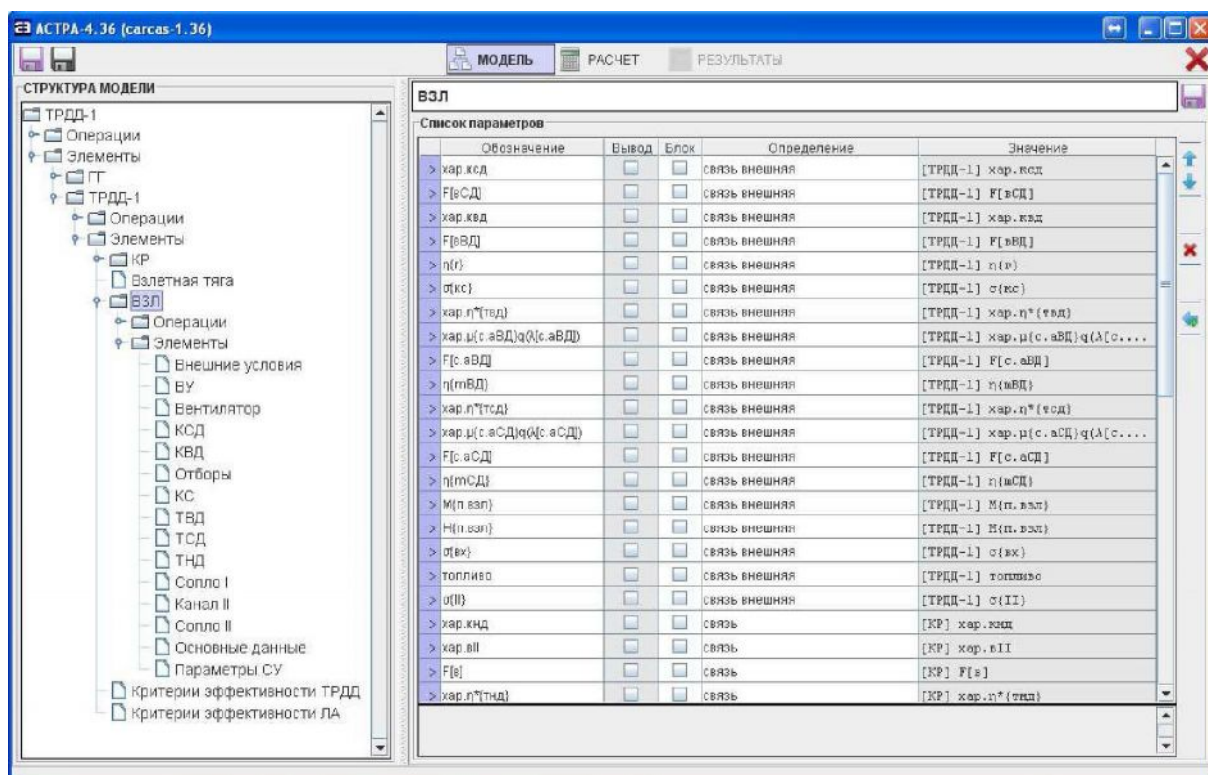


Рисунок 46 – Структура модели расчёта ТРДД на взлётном режиме

Далее результаты расчёта на крейсерском и взлётных режимах передаются в модуль расчёта критериев эффективности ТРДД, а далее в модуль расчёта критериев эффективности ЛА (в котором моделируется полёт ЛА по методике [8]).

При оптимизации параметров рабочего процесса ТРДД без ограничений по параметрам газогенератора в модуле «Оптимизация» указывается целевая функция, ограничения и оптимизируемые параметры – параметры газогенератора и турбовентилятора (рисунок .47).

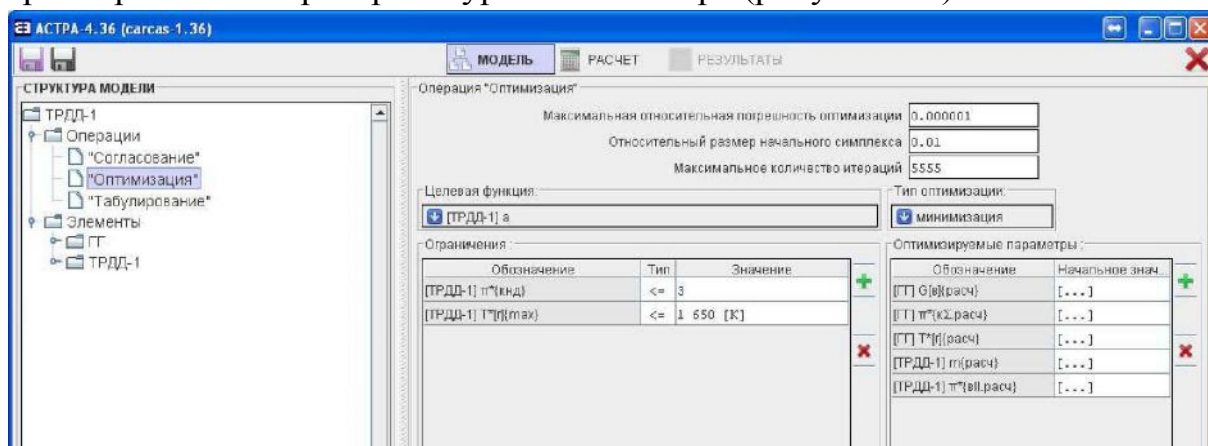


Рисунок 47 – Модуль оптимизации

При оптимизации параметров рабочего процесса ТРДД на базе заданного газогенератора в модуле «Оптимизация» указывается целевая функция, ограничения и оптимизируемые параметры – параметры турбовентилятора (рисунок 48), а параметры газогенератора задаются в модели завязки газогенератора (рисунок 49).

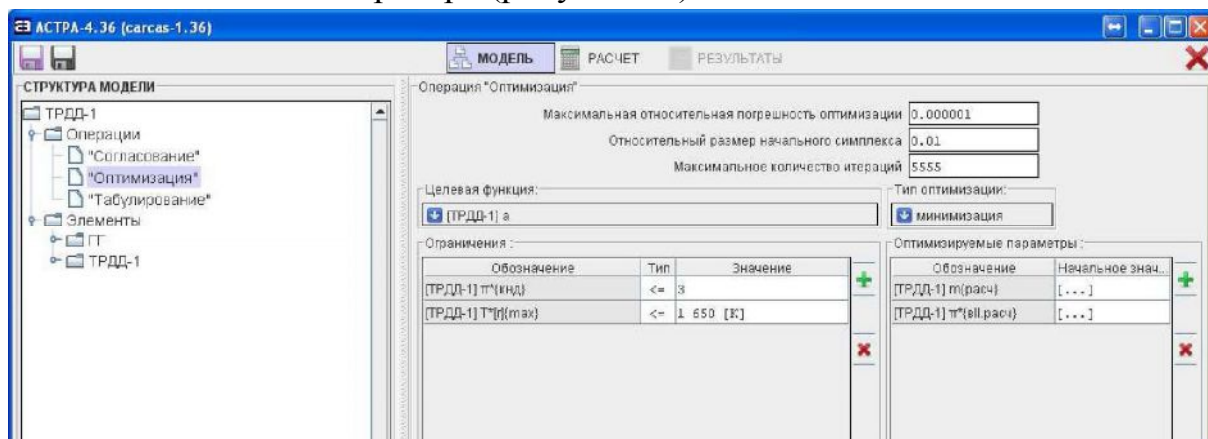


Рисунок 48 – Модуль оптимизации

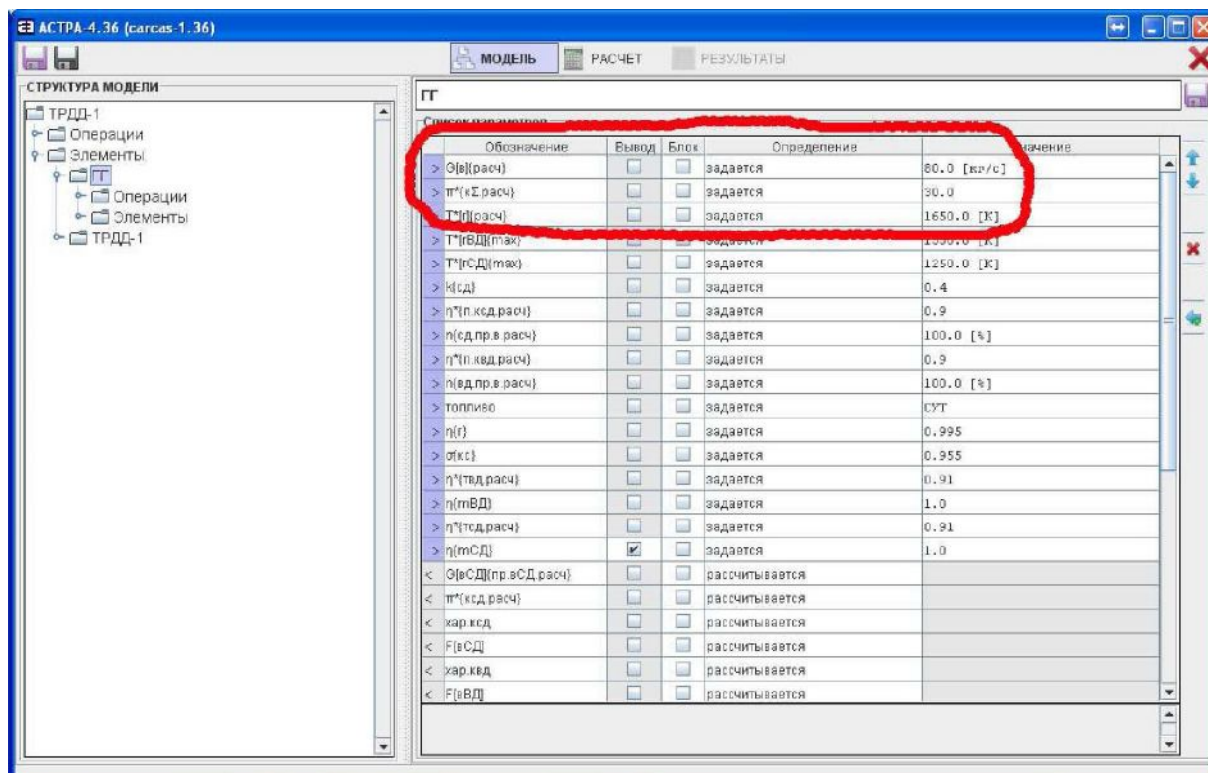


Рисунок 49 – Ввод значений параметров газогенератора

Технология формирования компьютерной модели в САЕ-системе «АСТРА» для оптимизации параметров рабочего процесса ГТУ без ограничений по параметрам газогенератора и на базе заданного газогенератора

Принципы формирования компьютерной модели рабочего процесса ГТУ аналогичны формированию компьютерной модели рабочего процесса ТРДД, однако, имеются некоторые особенности.

Как и в предыдущем случае, задача состоит из двух вложенных моделей: модели завязки газогенератора и модели расчёта выполненного двигателя (рисунок 50). Модель завязки газогенератора аналогична описанной ранее.

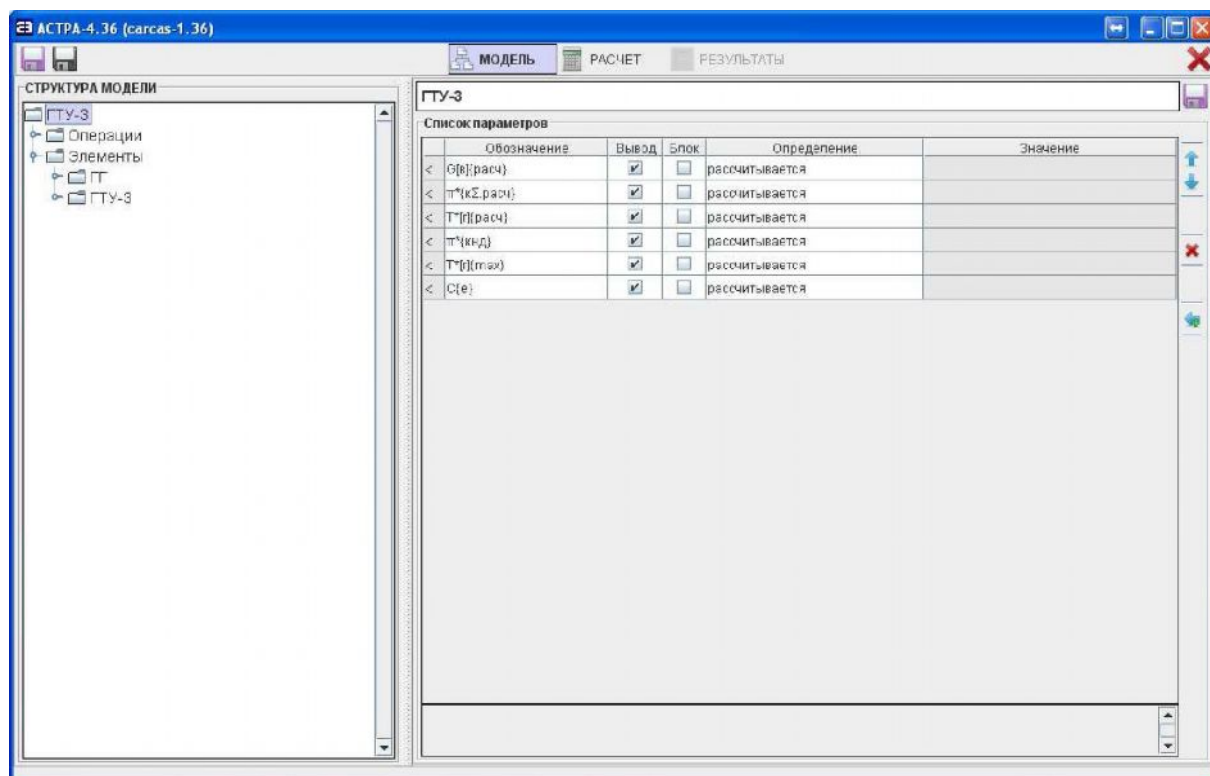


Рисунок 50 – Состав задачи оптимизации ГТУ

Результаты расчёта завязки газогенератора передаются в модель расчёта выполненной ГТУ. Эта модель может состоять из нескольких подмоделей – моделей расчёта ГТУ на различных режимах. В представленной работе рассчитывается только максимальный режим (рисунок 51). В модели расчёта ГТУ на максимальном режиме используются

комбинации модулей для проектного расчёта (модули турбокомпрессора) и для расчёта выполненного двигателя (модули газогенератора).

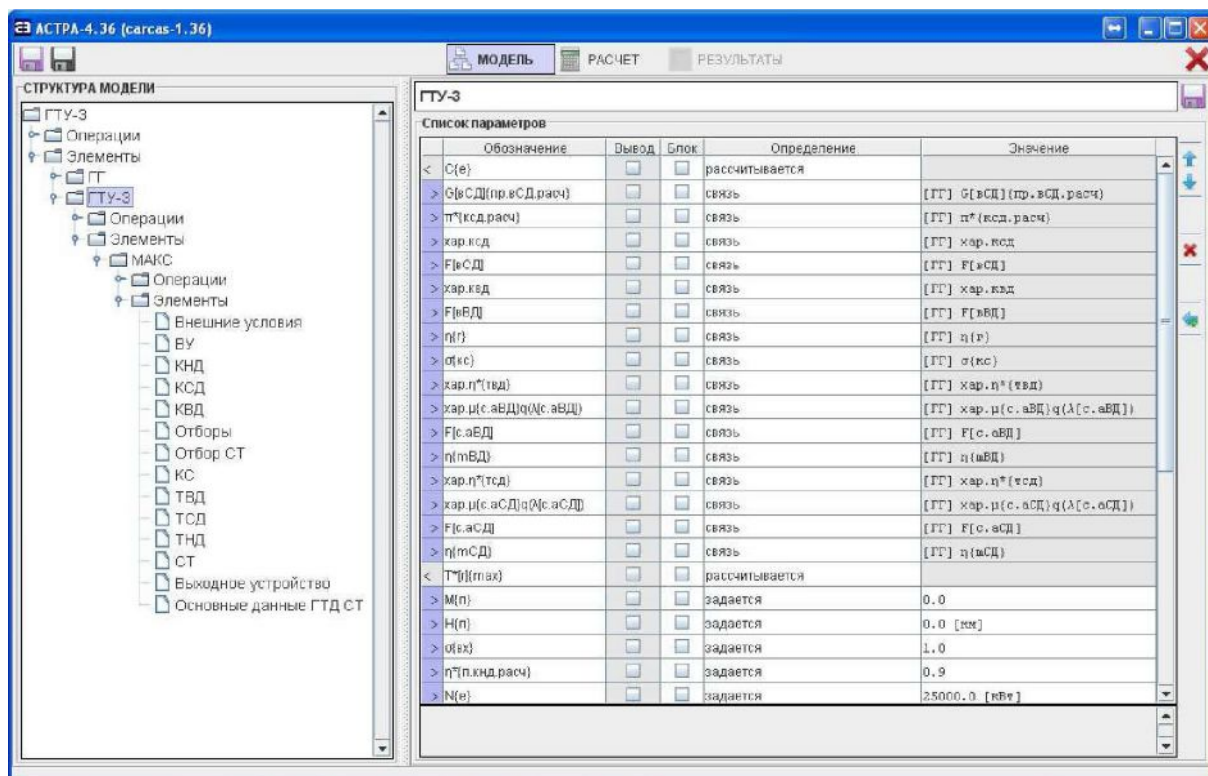


Рисунок 51 – Модель расчёта выполненного ГТУ

При оптимизации параметров рабочего процесса ГТУ без ограничений по параметрам газогенератора в модуле «Оптимизация» указывается целевая функция, ограничения и оптимизируемые параметры – параметры газогенератора (рисунок 52). Особенность рассматриваемой задачи заключается в том, что параметры турбокомпрессора ($\pi^*_{кнд}$) не оптимизируются, а подбираются из условия обеспечения заданной мощности.

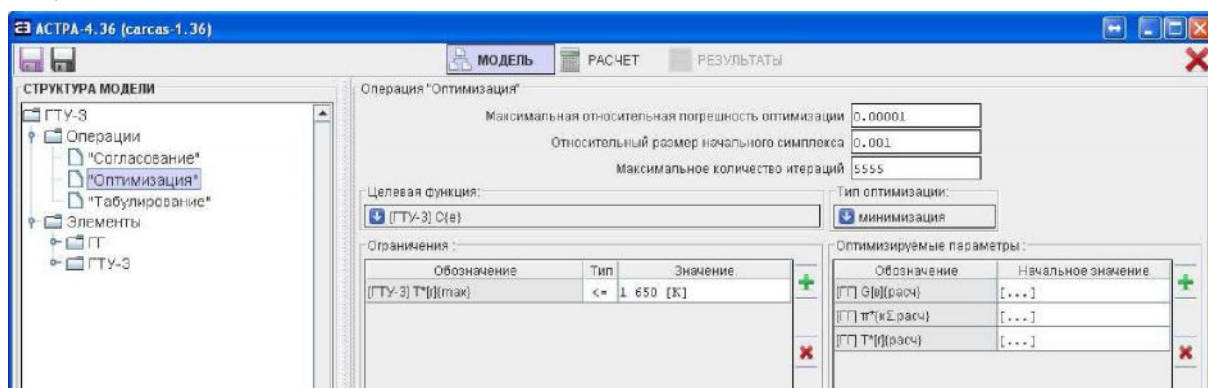


Рисунок 52 – Модуль оптимизации

При выборе параметров рабочего процесса ГТУ на базе заданного газогенератора параметры газогенератора задаются в модели завязки газогенератора (рисунок 53).

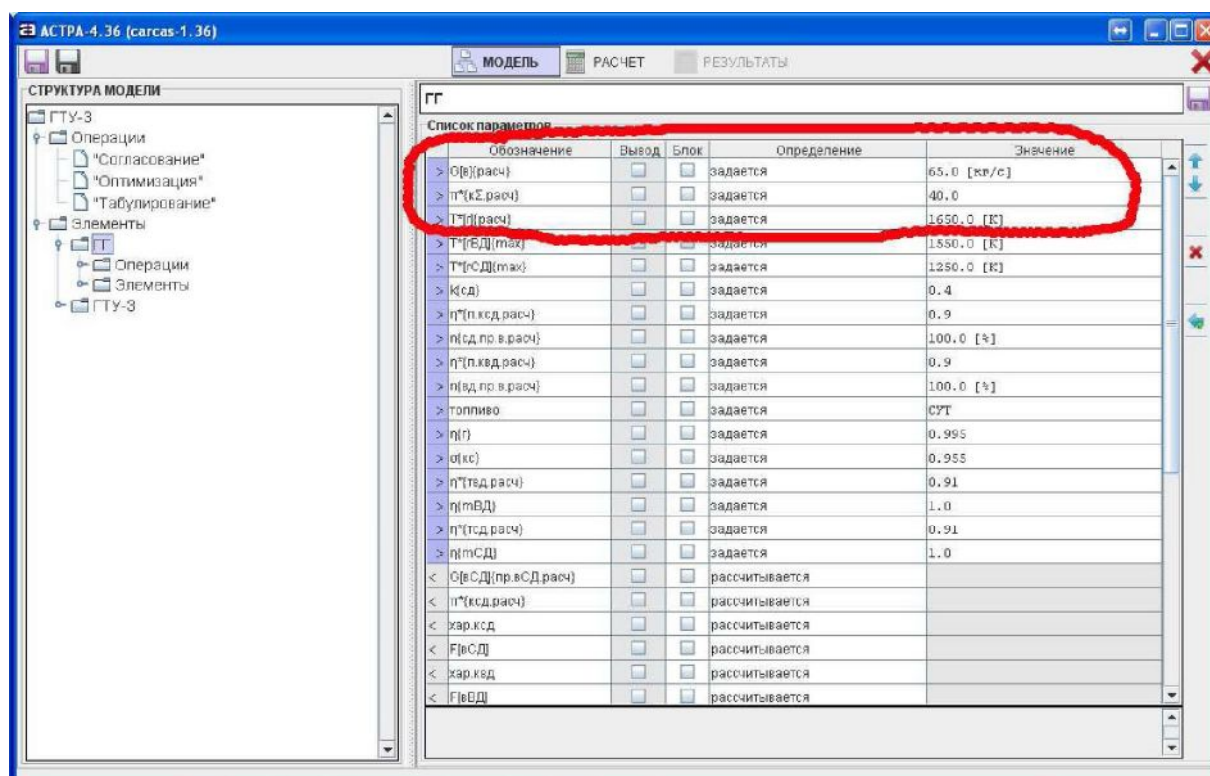


Рисунок 53 – Ввод значений параметров газогенератора

Технология формирования компьютерной модели в САЕ-системе «АСТРА» для выбора параметров рабочего процесса семейства ГТД на базе унифицированного газогенератора

Предположим, что проектируемое семейство состоит из трёх двигателей: двух ТРДД и ГТУ. Каждый ТРДД оптимизируется по трём критериям эффективности – $C_{Т-км}$, $M_{су+т}$ и a . ГТУ оптимизируется по одному – C_e . В соответствии с разработанным методом, в начале параметры рабочего процесса каждого двигателя оптимизируются без ограничений по параметрам газогенератора по каждому из критериев. А далее параметры рабочего процесса газогенератора и двигателей оптимизируется в составе семейства (на базе унифицированного газогенератора). На рисунке 54 представлено дерево САЕ-модели для оптимизации параметров семейства ГТД на базе унифицированного газогенератора. Как видно из рисунка, модель состоит из семи моделей оптимизации ТРДД и ГТУ без ограничения

по параметрам газогенератора и модели семейства ГТД. Формирование моделей оптимизации параметров рабочего процесса ТРДД и ГТУ без ограничений по параметрам газогенератора описано ранее.

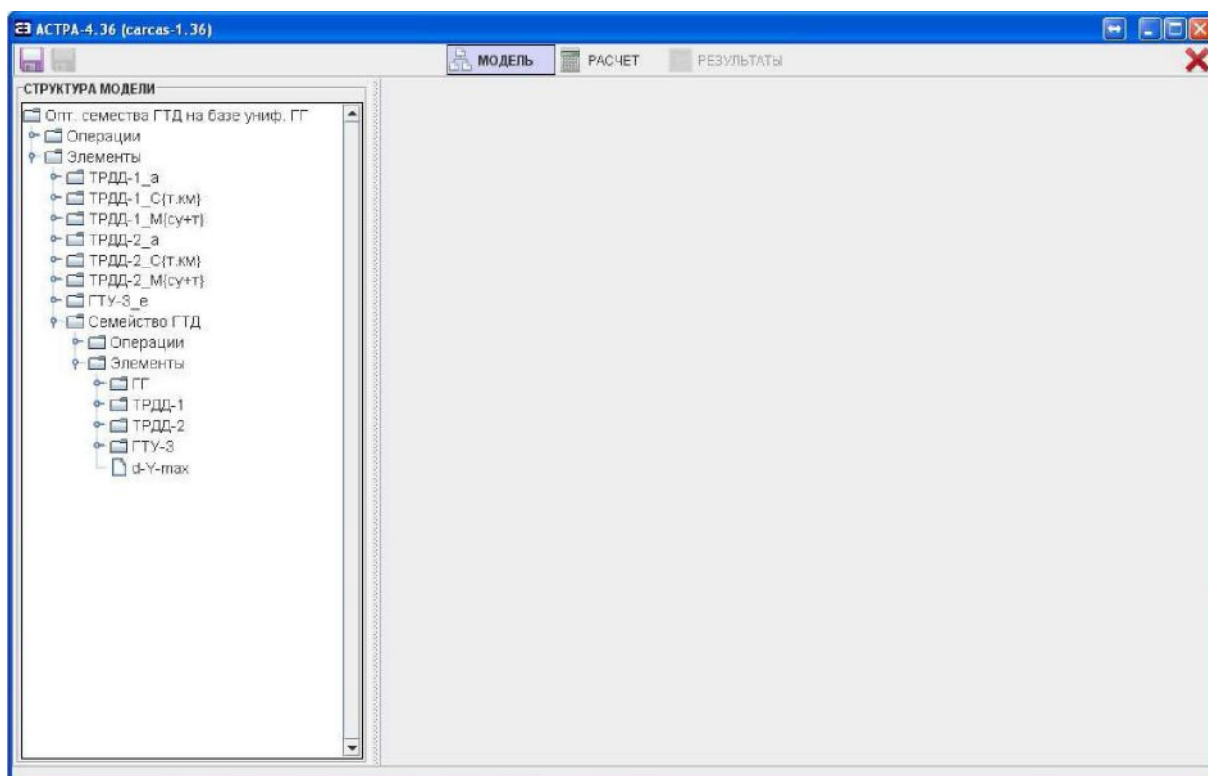


Рисунок 54 – Дерево САЕ-модели для оптимизации параметров семейства ГТД на базе унифицированного газогенератора

Модель оптимизации параметров газогенератора и параметров семейства ГТД на базе этого газогенератора состоит из четырёх вложенных моделей (рисунок 54): завязки газогенератора, и оптимизации параметров двигателей на базе заданного (унифицированного) газогенератора.

Формирование модели для оптимизации параметров рабочего процесса ГТД на базе заданного газогенератора изложено ранее. Отличие заключается в том, что в рассматриваемом случае проводится многокритериальная оптимизация параметров двигателя. Критерии эффективности нормируются по значениям, которые определены при оптимизации без ограничений по параметрам газогенератора (рисунок 55).

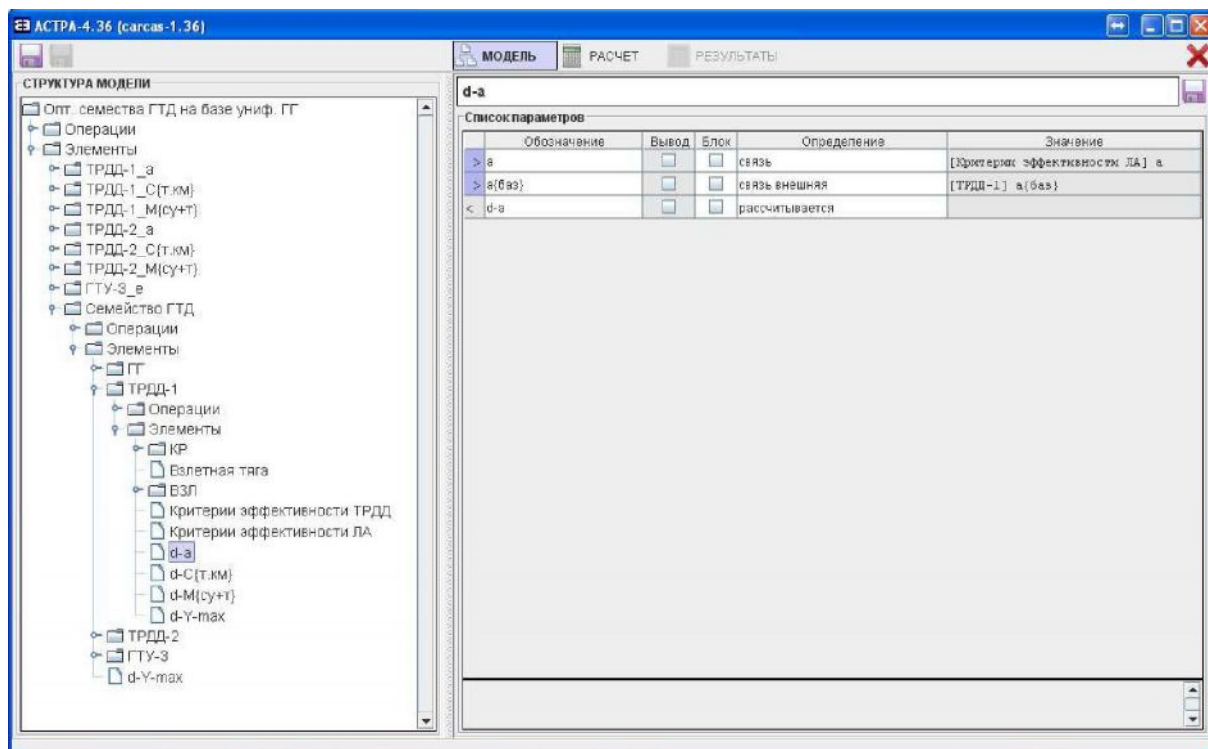


Рисунок 55 – Нормирование критериев эффективности

Среди трёх нормированных значений критериев эффективности определяется максимальное (рисунок 56), которое минимизируется при оптимизации параметров двигателя (рисунок 57).

у	г. МОДЕЛЬ	Д РАСЧЕТ	РЕЗУЛЬТАТЫ
СТРУКТУРА МОДЕЛИ —	д-Y-max		М
СЭ Опт. семейства ГТД на базе униф. ГТ	Список		
*[СЭ Операции f СЭ			
*-ИТРД-1_С(т.ш) *-			
(СЭТРД-1_М(су+т))			
*- СЭ ТРШ-2_а			
*- а ТРД-2_С(т.ш)			
*СЭ ТРД-2_М(су+т)			
*-СЭ ГТУ-3 е			
? СЭ Семейство ГТД			
? СЭ Элементы			
□ ГТ			
СЭтрд-1			
*- СЭ Операции			
? СЭ Элементы			
□ КР			
Q Взлетная тяга			
-СЭВЗЛ			
О Критерии эффективности ТРД			
О Критерии эффективности ЛА			
. а-а			
□ (1-С(т.ш))			
□ c1-M(су+т)			
□ h-Y-max			
>- СЭ ТРД-2			
* СЭ ГТУ-3			
	Обозначение	Вывод	Блок
	Определение		Значение
	a < 1		связь
	h(2)	В	связь
	W3		связь
	sl(4)	а	задается
	k(5)	а	задается
	Us	а	задается
	*{?}		задается
	c-Y(max)	п	рассчитывается

11

Рисунок 56 – Модуль определения максимального нормированного значения критериев эффективности

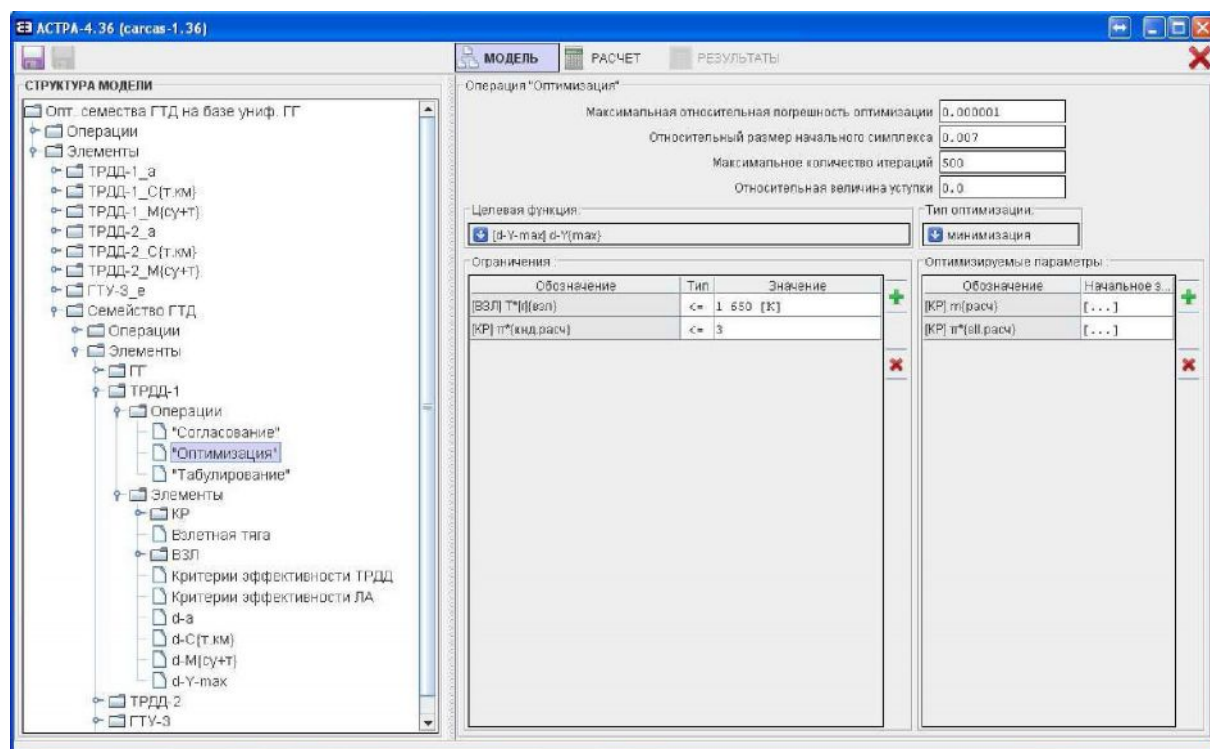


Рисунок 57 – Оптимизация параметров двигателя

Среди максимальных нормированных значений критериев эффективности каждого двигателя выбирается максимальное (рисунок 58), которое минимизируется при оптимизации параметров газогенератора (рисунок 59).

ЕЗАСТР»-4.36[carc]		-1.361		И ГГ(пКх11		
Ы		МОДЕЛЬ	Ц РАСЧЕТ	РЕЗУЛЬТАТЫ		
рСТРУКТУРД МОДЕЛИ —		Nd-Y-max		1		
fj) Опт. семействэ ГТД на Сазе униф. ГГ «-СЗ Операции Ч Л Элементы °-гТРffl- 1_a °-гТРffl-1_C(T.KM) °-СЗТРДД- 1_M(су+т1 - О ТРДД-2_a f СП ТРДД- 2_C(T.Ш) * СЗ ТРДД-2_M(су+т} °- СЗ ГТУ-3_e ° г Семейство ГТД «- СЗ Операции ? СЗ Элементы «-ГЛГГ *атррд-1 «- Г_3 ТРДД-2 ~ Г_э ГТУ-3 Dh-Y-maxl		:-				
		Список параметров				
		Обозначение	Вывод	Блок	Определение	Значение
		ад	0	В	связь	[ТРДД-1] d-Y-1-max
		x(2)	0	В	связь	[ТРДД-2] d-Y-2-max
		XЭ>	0	В	связь	[ГТУ-3] d-Y-3-шах
		x(4)		П	задается	-1.0E99
		1(5)		П	задается	-1.0E99
		1(6)	Q	В	задается	-1.0E99
		1(7)		В	задается	-1.0E99
d-Y-max		И	В	рассчитывается		
		1				

Рисунок 58 – Модуль определения максимального нормированного значения критериев эффективности среди двигателей семейства

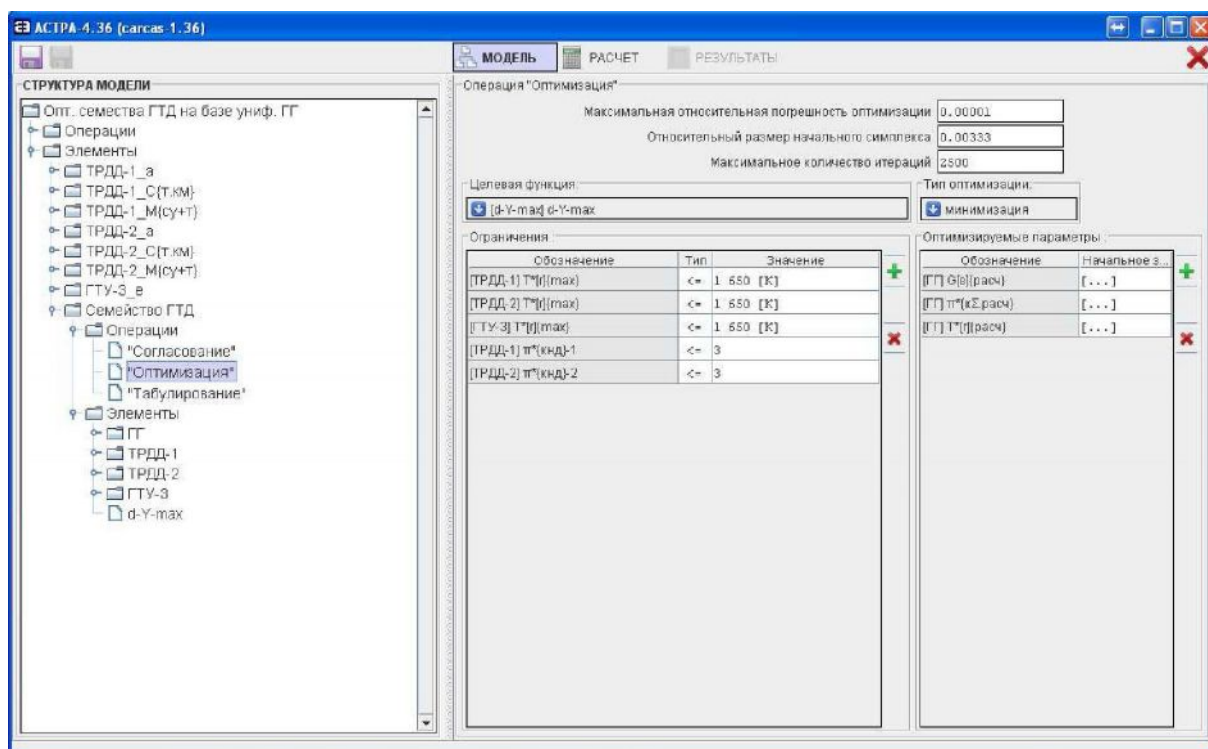


Рисунок 59 – Оптимизация параметров газогенератора

Пример выбора рациональных параметров рабочего процесса унифицированного газогенератора и семейства газотурбинных двигателей

Разработанный метод опробован на примере выбора параметров семейства ГТД, состоящего из трёхвального ТРДД для дальнемагистрального транспортного самолёта (ТРДД-1, $P_0=230\text{кН}$), трёхвального ТРДД для среднемагистрального пассажирского самолёта (ТРДД-2, $P_0=150\text{кН}$) и четырёхвальной ГТУ со свободной турбиной для привода газоперекачивающего агрегата ($N_e=25\text{МВт}$).

Исходные данные по газогенератору на расчётном режиме для всех трёх двигателей представлены в таблице 1.

Таблица 1 – Исходные данные по газогенератору на расчётном режиме

Параметр	Значение
Коэффициент работы компрессора СД	0,4
Политропический КПД компрессора СД	0,9
Политропический КПД компрессора ВД	0,89
Характеристики компрессоров	типовые
Относительная плотность тока на входе в компрессоры СД и ВД	0,85
Относительные отборы воздуха на охлаждение турбин ВД и СД	типовые
Коэффициент полноты сгорания топлива в КС	0,995
Коэффициент восстановления полного давления в КС	0,995
Базовое значение КПД ТВД	0,9
Базовое значение КПД ТСД	0,905
Характеристики турбин ВД и СД	типовые
Зависимости поправки на КПД турбины от относительной величины расхода воздуха на охлаждение турбин ВД и СД	типовые
Коэффициент механических потерь в трансмиссии ВД	1,0
Коэффициент механических потерь в трансмиссии СД	1,0

Исходные данные на расчётном режиме по двигателю (за исключением узлов газогенератора) для ТРДД-1 и ТРДД-2 представлены в таблице 2.

Таблица 2 – Исходные данные по двигателю (кроме газогенератора) на расчётном режиме

Параметр	Значение
Коэффициент восстановления давления во входном устройстве	1,0
Политропический КПД внутреннего контура вентилятора	0,89
Политропический КПД наружного контура вентилятора	0,9
Характеристики наружного и внутреннего контуров вентилятора	типовые
Относительная плотность тока на входе в вентилятор	0,9
Относительные отборы воздуха на охлаждение турбины НД	типовые
Базовое значение КПД ТНД	0,91
Характеристика турбины	типовая
Зависимость поправки на КПД турбины от относительной величины расхода воздуха на охлаждение турбины НД	типовая
Коэффициент механических потерь в трансмиссии НД	1,0
Коэффициент скорости сопла наружного контура	0,995
Коэффициент скорости сопла внутреннего контура	0,995
Коэффициент восстановления полного давления в канале наружного контура	0,995

Исходные данные по силовой установке дальнемагистрального транспортного самолёта представлены в таблице 3 [5].

Таблица 3 – Исходные данные по силовой установке дальнемагистрального транспортного самолёта

Параметр	Значение
Коэффициент внешнего сопротивления мотогондолы	0,06
Коэффициент, учитывающий увеличение массы силовой установки по сравнению с массой двигателя	1,5
Коэффициент, учитывающий влияние ресурса на массу двигателя	1,07
Коэффициент, характеризующий снижение массы двигателя за счет конструктивно-технологических мероприятий	1,0
Назначенный ресурс двигателя	20 000 ч.
Межремонтный ресурс двигателя	5 000 ч.
Объем выпуска серии двигателей	500 шт.
Коэффициент оборотного фонда	0,15

Исходные данные по дальнемагистральному транспортному самолёту и его полётному циклу представлены в таблице 4.

Таблица 4 – Исходные данные по дальнемагистральному транспортному самолёту и полётному циклу

Параметр	Значение
Взлётная масса летательного аппарата	395 т
Масса планера самолёта	143 т
Масса оборудования и снаряжения	1 т
Масса невырабатываемого запаса топлива	1,2 т
Масса аэронавигационного запаса топлива	15,0 т
Высота крейсерского участка полёта	11,1 км
Число Маха полёта на крейсерском участке	0,7
Дальность полёта	4300 км
Стоимость топлива	37,5 руб./кг

Исходные данные по силовой установке среднемагистрального пассажирского самолёта представлены в таблице 5.

Таблица 5 – Исходные данные по силовой установке среднемагистрального пассажирского самолёта

Параметр	Значение
Коэффициент внешнего сопротивления мотогондолы	0,06
Коэффициент, учитывающий увеличение массы силовой установки по сравнению с массой двигателя	1,5
Коэффициент, учитывающий влияние ресурса на массу двигателя	1,07
Коэффициент, характеризующий снижение массы двигателя за счет конструктивно-технологических мероприятий	1,0
Назначенный ресурс двигателя	20 000 ч.
Межремонтный ресурс двигателя	5 000 ч.
Объем выпуска серии двигателей	500 шт.
Коэффициент оборотного фонда	0,15
Количество двигателей на самолете	2

Исходные данные по среднемагистральному пассажирскому самолёту и его полётному циклу представлены в таблице 6 [3].

Таблица 6 – Исходные данные по среднемагистральному пассажирскому самолёту и полётному циклу

Параметр	Значение
Взлётная масса летательного аппарата	103 т
Масса планера самолёта	48,4 т
Масса оборудования и снаряжения	1 т
Масса невырабатываемого запаса топлива	0,2 т
Масса аэронавигационного запаса топлива	1,0 т
Высота крейсерского участка полёта	11,1 км
Число Маха полёта на крейсерском участке	0,78
Дальность полёта	3940 км
Стоимость топлива	37,5 руб./кг

Исходные данные на расчётном режиме по ГТУ (за исключением узлов газогенератора) представлены в таблице 7.

Таблица 7 – Исходные данные по ГТУ (кроме газогенератора) на расчётном режиме

Параметр	Значение
Эффективная мощность турбины	25 МВт
Коэффициент восстановления давления во входном устройстве	1,0
Политропический КПД компрессора НД	0,89
Характеристика компрессора НД	типовая
Относительная плотность тока на входе в компрессор НД	0,85
Относительные отборы воздуха на охлаждение турбины НД	типовые
Базовое значение КПД ТНД	0,91
Характеристика ТНД	типовая
Зависимость поправки на КПД турбины от относительной величины расхода воздуха на охлаждение турбины НД	типовая
Относительные отборы воздуха на охлаждение СТ	типовые
Базовое значение КПД СТ	0,91
Характеристика СТ	типовая

Зависимость поправки на КПД турбины от относительной величины расхода воздуха на охлаждение СТ	типовая
Коэффициент механических потерь в трансмиссии НД	1,0
Коэффициент механических потерь в трансмиссии СТ	1,0
Коэффициент скорости сопла	0,99
Располагаемая степень понижения давления в выходном устройстве	1,055

На рисунках 60 и 61 представлены результаты оптимизации ТРДД по частным критериям эффективности без ограничений по параметрам газогенератора, с помощью автоматизированной системы «АСТРА» определены области оптимальных параметров, в пределах которых критерии эффективности самолёта отклоняются не более, чем на 1%.

В таблицах 8 – 10 представлены параметры газогенератора и двигателя по результатам оптимизации каждого из трёх двигателей по каждому из его частных критериев эффективности (для ТРДД – себестоимость перевозки a , затраты топлива на тонна-километр перевезённого груза $C_{ткм}$, суммарной массы силовой установки и топлива M_{cy+T} ; для ГТУ – удельный эффективный расход топлива C_e) без ограничений по параметрам газогенератора.

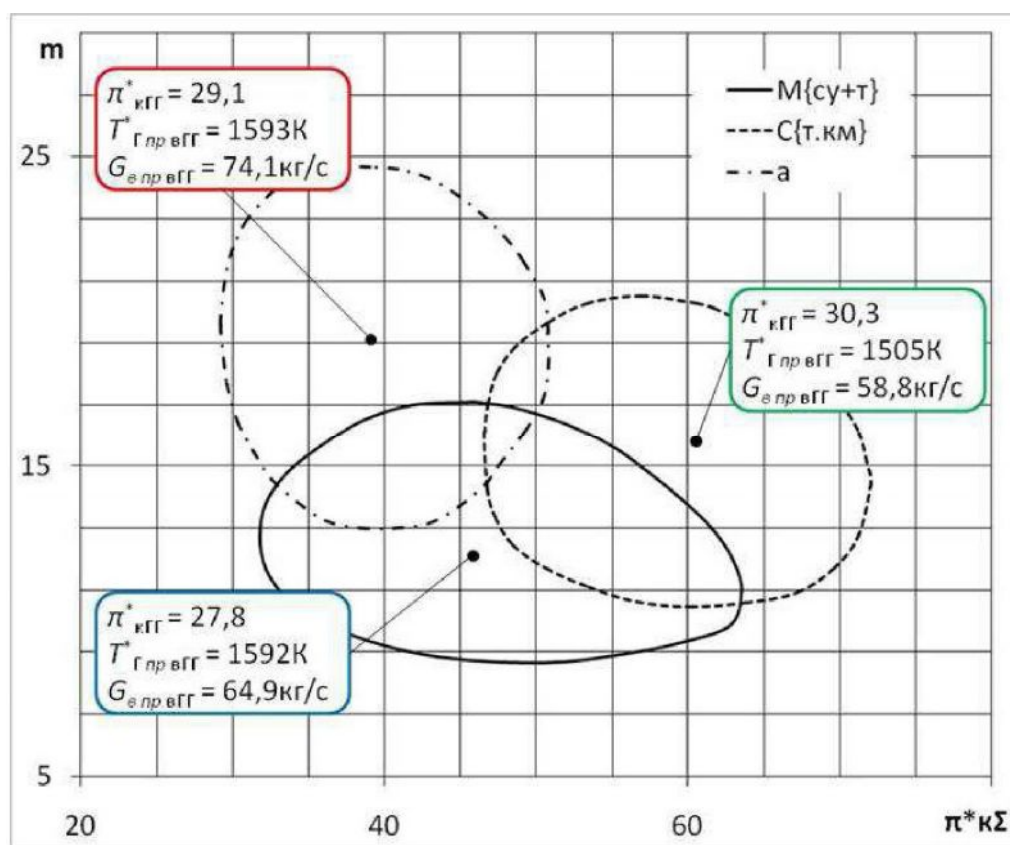


Рисунок 60 – Области оптимальных параметров ТРДД-1 при оптимизации по частным критериям без ограничений по параметрам газогенератора

Таблица 8 – Результаты оптимизации ТРДД-1 по критериям летательного аппарата без ограничений по параметрам газогенератора

Параметр	Критерий оптимизации		
	a	$C_{т·км}$	$M_{cy+т}$
$G_{в пр. вСД расч, кг/с}$	74,1	58,8	64,9
$\pi_{к ГГ расч}$	29,1	30,3	27,8
$T_{г пр. вСД расч, К}$	1593	1505	1592
$\wedge_{кр}$	19,1	15,8	12,1
$\pi_{вПкр}$	1,30	1,33	1,47
$\pi_{кНД}$	1,34	2,00	1,65
$T_{г кр, К}^*$	1550	1550	1550
$T_{г max}$	1593	1624	1678
$a, руб./(т·км)$	3,39	3,49	3,45
$C_{ткм, кг/(т·км)}$	0,086	0,083	0,085
$M_{cy+т, т}$	82,2	82,1	80,9

Таблица 10 – Результаты оптимизации ГТУ без ограничений по параметрам газогенератора

Параметр	Критерий оптимизации
	C_e
$G_{\text{в пр. вСД расч, кг/с}}$	62,7
$\pi \text{ к ГГ расч}$	27,5
$T_{\text{г пр. вСД расч, К}}$	1413
$\pi \text{ кНД}$	1,37
$T_{\text{г max}}$	1550
$C_e, \text{ кг/(кВт}\cdot\text{ч)}$	0,180

Выбор наиболее рационального варианта в условиях многокритериальности

Одной из наиболее сложных задач, возникающих при оптимизации параметров сложных технических систем является выбор наиболее рационального варианта в условиях многокритериальности. Даже в условиях, когда бóльшая важность одного критерия эффективности по сравнению с другим не вызывает сомнений, довольно затруднительно оценить количественно меру соотношения важности критериев.

С точки зрения принципа Парето-оптимальности альтернатива a называется доминирующей по отношению к альтернативе b , если по всем критериям оценки альтернативы a не хуже, чем альтернативы b , а хотя бы по одному критерию оценка a лучше. Альтернатива b при этом называется доминируемой.

Если для некоторого множества точек A не существует доминирующих по Парето точек, то множество точек A называется эффективным или Парето-оптимальным решением многокритериальной задачи.

Для примера рассмотрим множество альтернативных вариантов, состоящее из пяти точек (рисунок 62). По критерию δY_1 альтернативы 3 и 5 равнозначны, но по критерию δY_2 альтернатива 3 лучше альтернативы 5; таким образом, альтернатива 3 является доминирующей. Аналогичным образом, альтернатива 1 является доминирующей по отношению к 3, а

альтернатива 2 доминирующей по отношению к 4. Оставшиеся альтернативы 1 и 2 по рассматриваемым критериям относятся друг к другу противоположно, следовательно не находятся в отношении доминирования. Таким образом, альтернативы 1 и 2 входят в множество эффективных, или Парето-оптимальных решений.

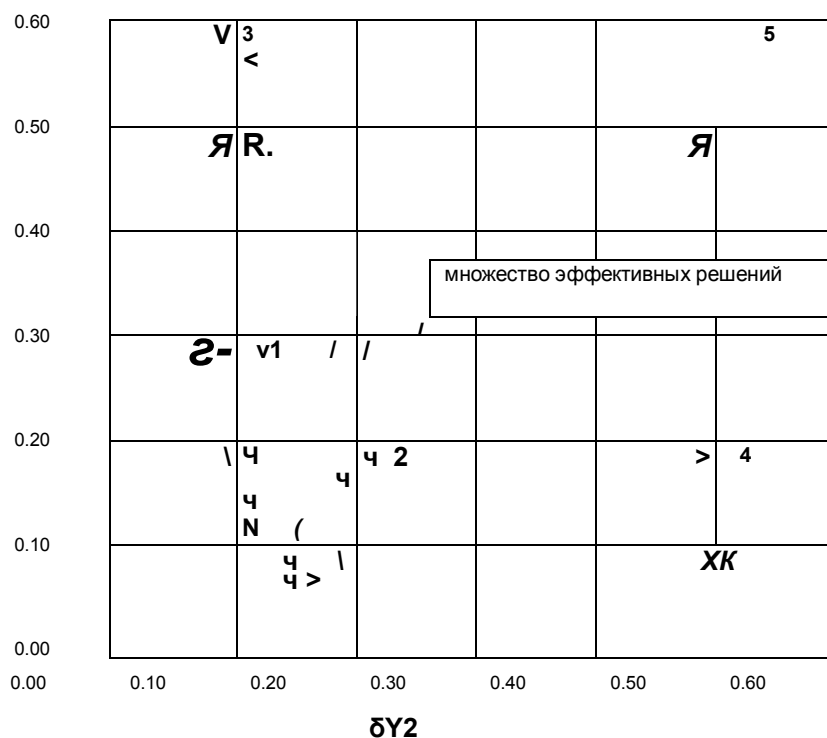


Рисунок 62 – Множество эффективных решений с точки зрения принципа Парето-оптимальности

Использование системы IOSO позволяет частично упростить решение указанной задачи, сокращая количество вариантов решений до некоторого множества эффективных решений с точки зрения принципа Парето-оптимальности. Выбор окончательного варианта, тем не менее, представляет из себя сложную творческую задачу, которую конструктор может решить только опираясь на опыт проектирования аналогичных систем.

Для определения начального варианта, а также при решении учебных задач при выборе наиболее рационального варианта из множества Парето-оптимальных решений целесообразно использовать минимаксный принцип оптимальности.

Рассмотрим для примера результаты решения задачи выбора оптимальных параметров рабочего процесса ТРДД при заданных значениях параметров газогенератора (таблица 11).

Таблица 11 – Множество Парето-оптимальных решений при оптимизации параметров ТРДД на базе унифицированного газогенератора

№	$ткр$	π в Пкр	$M_{cy+т}$	$C_{т-км}$	a	$\delta M_{cy+т}$	$\delta C_{т-км}$	δa
1	9,80	1,56	24,31	0,15	10,69	0,000	0,557	0,830
2	9,92	1,55	24,31	0,15	10,68	0,004	0,481	0,736
3	10,02	1,54	24,32	0,15	10,67	0,008	0,440	0,689
4	10,07	1,54	24,32	0,15	10,67	0,012	0,406	0,642
5	10,15	1,54	24,32	0,15	10,66	0,016	0,371	0,604
6	10,19	1,54	24,32	0,15	10,66	0,021	0,351	0,575
7	10,23	1,53	24,32	0,15	10,66	0,025	0,330	0,547
8	10,26	1,53	24,32	0,15	10,66	0,029	0,316	0,528
9	10,27	1,53	24,32	0,15	10,66	0,033	0,309	0,519
10	10,40	1,52	24,32	0,15	10,65	0,041	0,268	0,462
11	10,42	1,52	24,32	0,15	10,65	0,045	0,261	0,453
12	10,46	1,52	24,33	0,15	10,65	0,049	0,247	0,434
13	10,48	1,52	24,33	0,15	10,65	0,053	0,241	0,425
14	10,54	1,52	24,33	0,15	10,64	0,058	0,227	0,415
15	10,55	1,52	24,33	0,15	10,64	0,062	0,220	0,396
16	10,57	1,52	24,33	0,15	10,64	0,066	0,213	0,387
17	10,59	1,52	24,33	0,15	10,64	0,078	0,199	0,368
18	10,62	1,52	24,33	0,15	10,64	0,082	0,186	0,358
19	10,74	1,51	24,34	0,15	10,64	0,090	0,179	0,340
20	10,76	1,51	24,34	0,15	10,64	0,095	0,172	0,330
21	10,77	1,51	24,34	0,15	10,63	0,099	0,165	0,321
22	10,76	1,51	24,34	0,15	10,63	0,103	0,151	0,302
23	10,82	1,51	24,34	0,15	10,63	0,111	0,144	0,283
24	10,84	1,50	24,34	0,15	10,63	0,115	0,137	0,283
25	10,84	1,51	24,34	0,15	10,63	0,119	0,131	0,274
26	10,92	1,50	24,34	0,15	10,63	0,128	0,124	0,255
27	10,93	1,50	24,35	0,15	10,63	0,136	0,117	0,245
28	10,97	1,50	24,35	0,15	10,63	0,140	0,110	0,236
29	11,06	1,49	24,35	0,15	10,62	0,156	0,096	0,217
30	11,09	1,49	24,35	0,15	10,62	0,165	0,089	0,208
31	11,22	1,49	24,36	0,15	10,62	0,181	0,076	0,179
32	11,23	1,49	24,36	0,15	10,62	0,185	0,069	0,170
33	11,25	1,48	24,36	0,15	10,62	0,189	0,069	0,160
34	11,27	1,48	24,36	0,15	10,62	0,193	0,062	0,151
35	11,33	1,48	24,36	0,15	10,62	0,202	0,055	0,142
36	11,37	1,48	24,36	0,15	10,61	0,210	0,048	0,123
37	11,39	1,48	24,37	0,15	10,61	0,218	0,041	0,113
38	11,46	1,48	24,37	0,15	10,61	0,226	0,034	0,104
39	11,48	1,48	24,37	0,15	10,61	0,230	0,027	0,094
40	11,54	1,47	24,37	0,15	10,61	0,243	0,021	0,085
41	11,58	1,47	24,37	0,15	10,61	0,251	0,021	0,075
42	11,57	1,47	24,38	0,15	10,61	0,255	0,014	0,075
43	11,62	1,47	24,38	0,15	10,61	0,259	0,014	0,066
44	11,65	1,47	24,38	0,15	10,61	0,271	0,007	0,057
45	11,74	1,46	24,38	0,15	10,61	0,284	0,007	0,047

46	11,78	1,46	24,39	0,15	10,60	0,296	0,000	0,038
47	11,86	1,46	24,39	0,15	10,60	0,313	0,000	0,028
48	11,92	1,46	24,39	0,15	10,60	0,333	0,000	0,019
49	12,02	1,46	24,40	0,15	10,60	0,358	0,000	0,009

В качестве

степень								
50	12,16	1,45	24,41	0,15	10,60	0,395	0,007	0,000

оптимизируемых переменных рассматривались двухконтурности и степень повышения давления в наружном контуре вентилятора, а в качестве критериев эффективности – суммарная масса силовой установки и топлива на борту, себестоимость перевозок и удельные затраты топлива. Нормирование параметров в рассматриваемой задаче осуществлялось по минимальным значениям критериев из области эффективных решений. Множество эффективных решений в графическом виде представлено на рисунке 63.

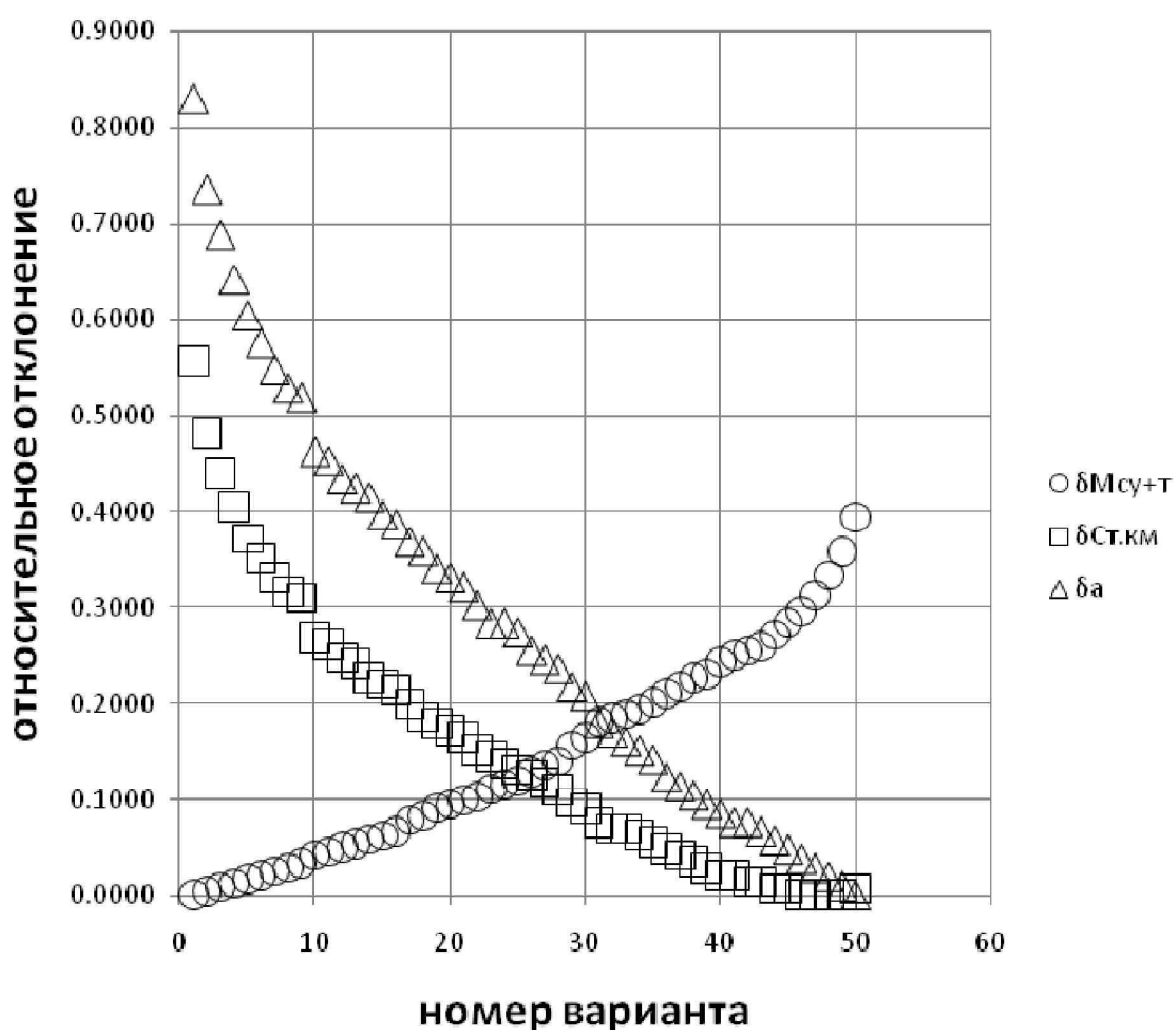


Рисунок 63 - Нормированные значения критериев эффективности вариантов ТРДД из множества эффективных решений с точки зрения принципа Парето-оптимальности

Как видно из рисунка 63, в рассматриваемой задаче критерий эффективности системы $<5C_{T-КМ}$ не оказывает влияния на выбор наиболее рационального варианта, поскольку для всех из 50 рассмотренных альтернатив значение отклонения от наилучшей по этому критерию альтернативы является наименьшим.

Множество эффективных решений по оставшимся двум критериям ($<5M_{cy+T}$ и $6a$) в критериальной плоскости представлено на рисунке 64.

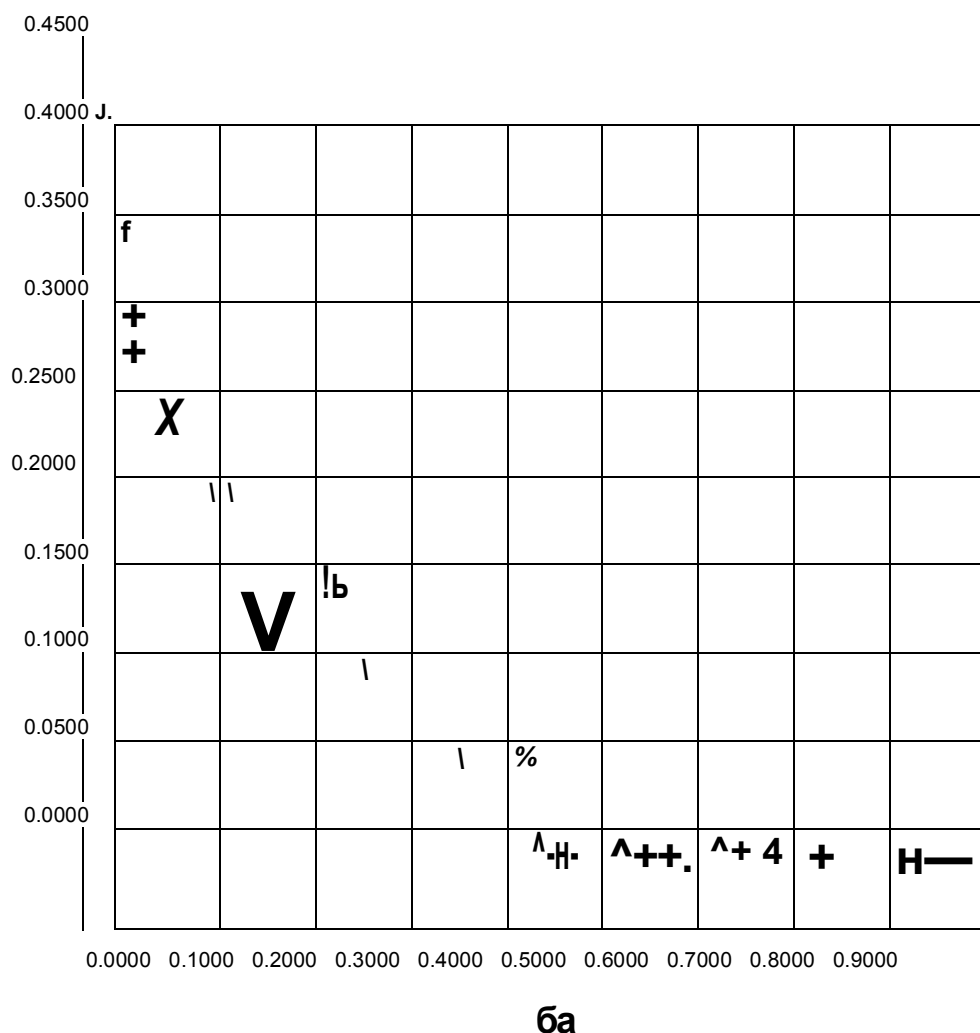


Рисунок 64 – Множество эффективных решений с точки зрения принципа Парето-оптимальности в критериальной плоскости

Для определения наиболее рационального варианта воспользуемся минимаксной стратегией поиска оптимального решения (рисунок 65).

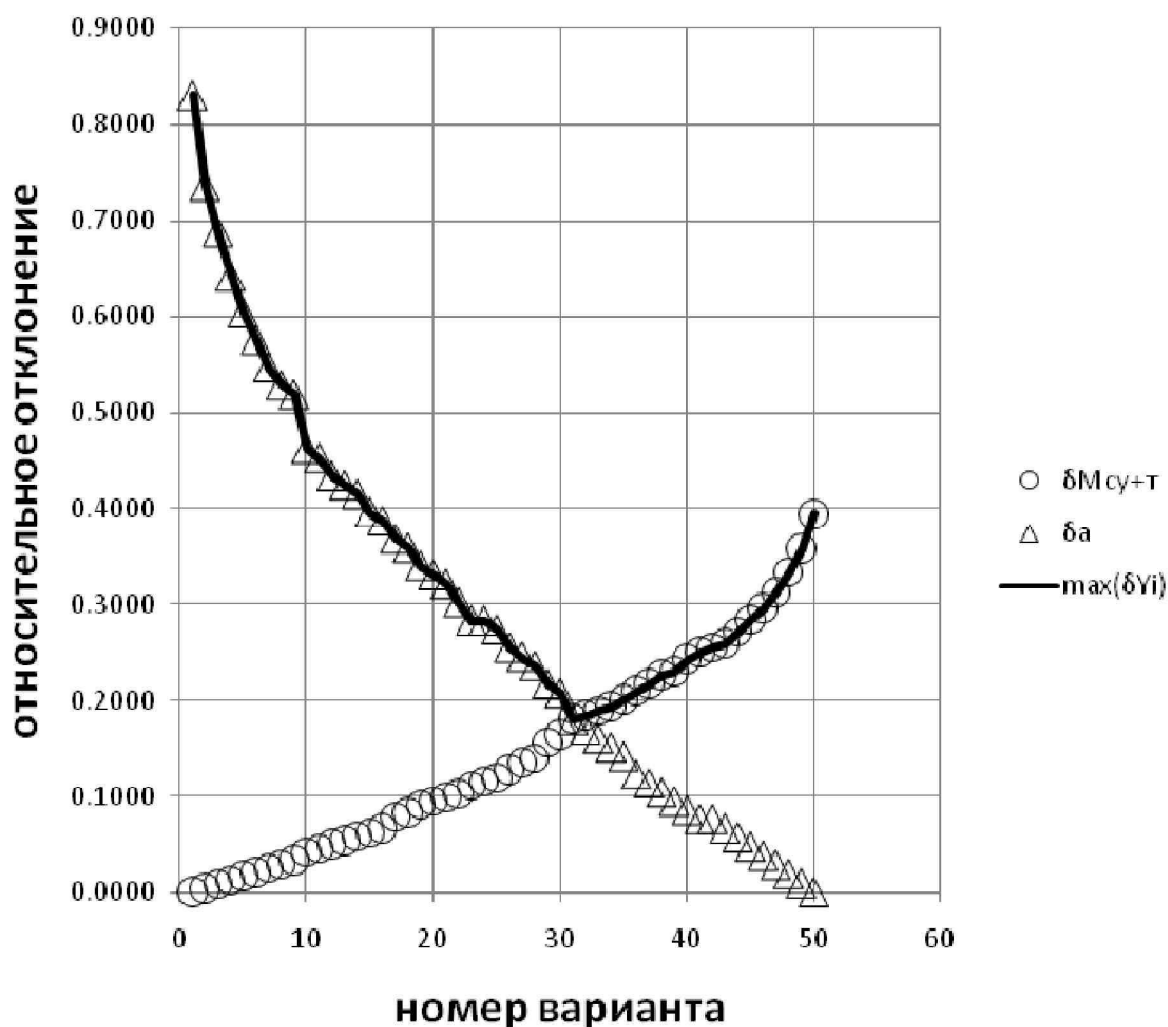
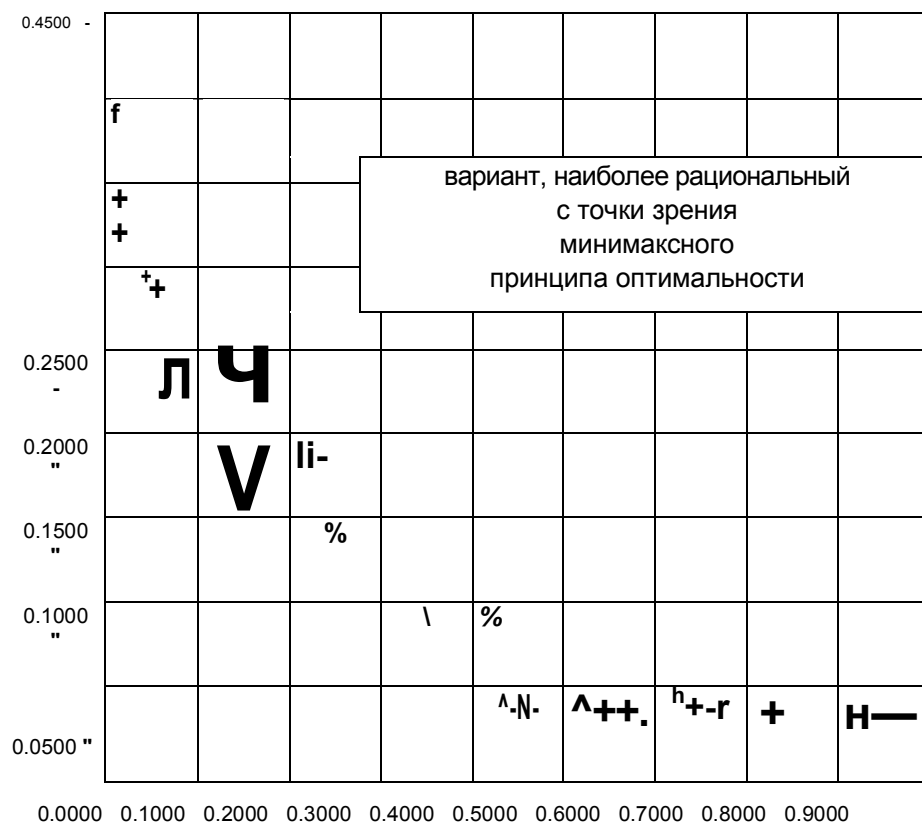


Рисунок 65 – Нормированные значения критериев эффективности вариантов ТРДД из множества эффективных решений и целевая функция в соответствии с минимаксной стратегией поиска оптимального решения

В соответствии с выбранной стратегией, наиболее рациональным вариантом является альтернатива №31, со значениями параметров рабочего процесса $m_{кр}=11,22$ и $\pi_{вп\ кр}^*=1,49$. В критериальной плоскости это решение представлено на рисунке 66. Данное решение не является единственно возможным, однако может использоваться как базовый вариант, отправная точка для дальнейших исследований. Более детальное исследование может

включать в себя, в том числе, рассмотрение смежных (в критериальной плоскости) альтернатив.



ба

Рисунок 66 - Множество эффективных решений с точки зрения принципа Парето-оптимальности в критериальной плоскости

В таблице 12 показаны рациональных значения параметров унифицированного газогенератора для применения в составе семейства ГТД.

Таблица 12 - Параметры унифицированного газогенератора

$G_{\text{в пр. вСД расч, кг/с}}$	56,4
$\pi \text{ к ГТ расч}$	21,6
$T_{\text{г пр. вСД расч, К}}$	1403

На рисунках 67 и 68 представлены области оптимальных параметров ТРДД-1 и ТРДД-2 на базе унифицированного газогенератора (параметры унифицированного газогенератора приведены в табл. 12). Точкой отмечены оптимальные параметры двигателей. В таблице 13 представлены параметры

двигателей семейства на базе унифицированного газогенератора, а в таблице 14 – параметры ГТУ, входящей в семейство.

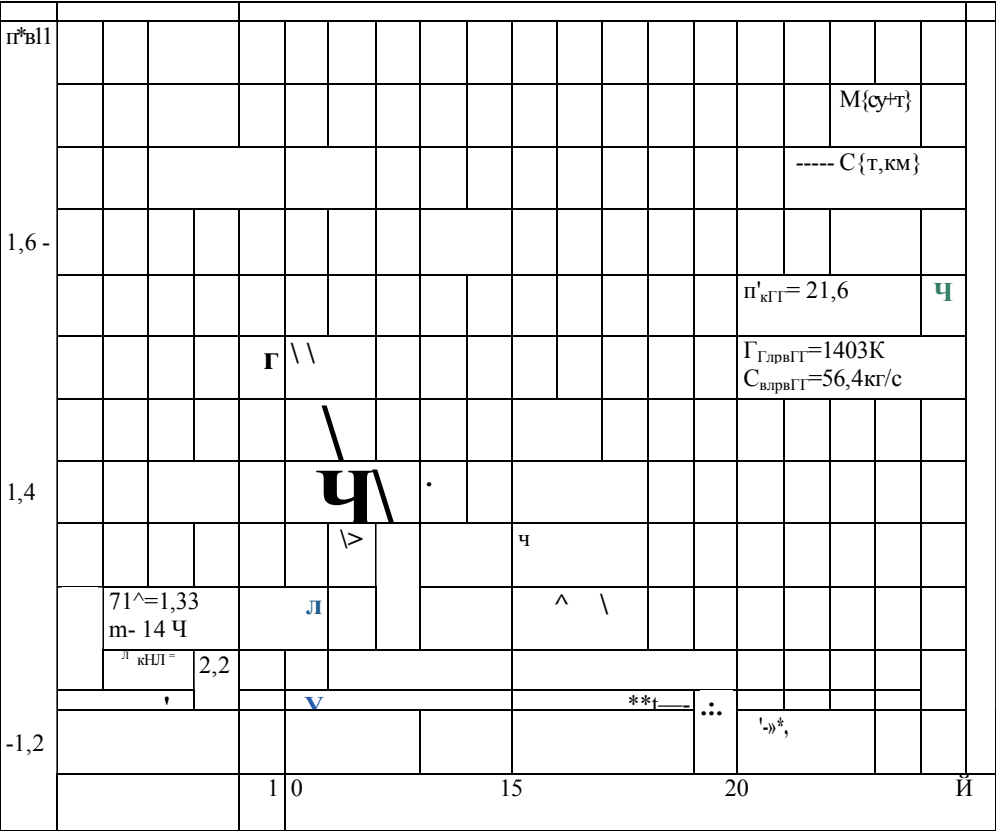


Рисунок 67 – Области оптимальных параметров ТРДД-1 на базе унифицированного газогенератора

$G_{e\text{ s}}, \text{ кг/с}$	77,3
$m^*, \text{ кг}$	1550
Л кЕ	31,2
$N_e, \text{ кВт}$	25000
$C_e, \text{ кг/(кВт·ч)}$	0,181
r_e^j	0,396

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

- 1 Ахметзянов, А.М. Математические модели авиационных двигателей произвольных схем (компьютерная среда DVIG) [Текст]: Учебное пособие / Под ред. А. М. Ахмедзянова. – Уфа.: Уфимск. гос. авиац. техн. ун-т., 1998. – 128 с.
- 2 Григорьев, В.А. Выбор параметров и термогазодинамические расчёты авиационных газотурбинных двигателей [Текст]: учеб. пособие / В.А. Григорьев, А.В. Ждановский, В.С. Кузьмичев [и др.]. – 2 е изд., испр. и доп. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2009. – 202 с.
- 3 Кощев, А.Б. Аэродинамика самолётов семейства Ту-204/214 [Текст]: Учебное пособие / А.Б. Кощев, А.А. Платонов, А.В. Хабров - М.: ОАО «Туполев», 2009. – 304 с.
- 4 Кулагин, В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. Кн. 3. Основные проблемы: начальный уровень проектирования, газодинамическая доводка, специальные характеристики и конверсия авиационных ГТД [Текст] / В.В. Кулагин, В.С. Кузьмичев и др. – М.: Машиностроение, 2005. – 462 с.
- 5 Самолет АН-124. Руководство по летной эксплуатации. – 1993.
- 6 Крупенич, И.Н. Автоматизированная система термогазодинамического расчета и анализа газотурбинных двигателей [Текст] / И.Н. Крупенич, В.С. Кузьмичев, В.В. Кулагин, А.Ю. Ткаченко // Вестник Самарск.гос. аэрокосм. ун-та. – 2006. – №2. Ч.2. – С. 66-72.
- 7 Кузьмичев, В.С. Исследование возможности повышения эффективности ГТУ за счёт регенерации тепла [Текст] / В.С. Кузьмичев, В.В. Кулагин, И.Н. Крупенич, А.Ю. Ткаченко, В.Н. Рыбаков // Электронный журнал «Труды МАИ». – 2012. – Выпуск №58 – 11с.
- 8 Кузьмичев, В.С. Моделирование полета летательного аппарата в задачах оптимизации параметров рабочего процесса газотурбинных двигателей [Текст] / В.С. Кузьмичев, А.Ю. Ткаченко, В.Н. Рыбаков // Известия

- Самарского научного центра Российской академии наук. – 2012. – Т.14, №1(2). – С. 491-494.
- 9 Кузьмичев, В.С. Принципы и методы создания виртуальной лаборатории испытаний ГТД [Текст] / В.С. Кузьмичев, В.Н. Рыбаков // Вестник Уфимского гос. авиац. техн. ун-та. – 2012. – Т.16, №2(47). – С. 199-202.
 - 10 Кузьмичев, В.С. Решение задач начального этапа проектирования ГТД методами САЕ-системы «АСТРА» [Текст] / В.С. Кузьмичев, И.Н. Крупенич, А.Ю. Ткаченко // Вестник Самарск.гос. аэрокосм. ун-та. – 2012. – №3(34) Ч.3. – С. 75-82.
 - 11 Кулагин, В.В. Возможность повышения эффективности ГТУ за счёт регенерации тепла [Текст] / В.В. Кулагин, М.А. Соколов // Вестник Самарск.гос. аэрокосм. ун-та. – 2012. – №3(34) Ч.3. – С. 57-66.
 - 12 Рыбаков, В.Н. Информационное обеспечение виртуальной лаборатории испытаний ГТД [Текст] / В.Н. Рыбаков, В.С. Кузьмичев, В.В. Кулагин, И.Н. Крупенич, Д.В. Фёдоров // Вестник Самарск.гос. аэрокосм. ун-та. – 2011. – №3(27) Ч.3. – С. 320-325.
 - 13 Ткаченко, А.Ю. Автоматизированная система термогазодинамического расчета и анализа (АСТРА-4) газотурбинных двигателей и энергетических установок [Текст] / А.Ю. Ткаченко, В.С. Кузьмичев, В.В. Кулагин, И.Н. Крупенич, В.Н. Рыбаков // Проблемы и перспективы развития двигателестроения: материалы докладов междунар. науч.-техн. конф. 28-30 июня 2011 г. – Самара: СГАУ. – 2011. – Ч.2. – С. 80-82с.
 - 14 Ткаченко, А.Ю. Использование метода динамического программирования для решения задач оптимизации управления ГТД по критериям эффективности летательного аппарата [Текст] / А.Ю. Ткаченко, В.С. Кузьмичев // Вестник Самарск.гос. аэрокосм. ун-та. – 2012. – №5(36) Ч.1. – С. 169-173.
 - 15 Ткаченко, А.Ю. Использование метода динамического программирования для решения задач оптимизации управления ГТД по критериям эффективности летательного аппарата [Текст] / А.Ю. Ткаченко, В.С.

Кузьмичев // Самолетостроение России. Проблемы и перспективы: материалы симпозиума с международным участием / Самар.гос. аэросм. ун-т. – Самара: СГАУ. – 2012. – С. 376-378. 16 Ткаченко, А.Ю. Разработка виртуального прототипа ГТД в САЕ-системе «АСТРА» на этапе концептуального термогазодинамического проектирования [Текст] / А.Ю. Ткаченко, И.Н. Крупенич // Вестник Самарск.гос. аэрокосм. ун-та. – 2012. – №3(34) Ч.2. – С. 333-342.