

УДК: 621.452.225

**Методика формирования объемно-массовой компоновки
летательного аппарата с ракетно-прямоточным двигателем
на твердом топливе**

Алексеева М.М.

Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова,

ЦИАМ им. П.И. Баранова, ул. Авиамоторная, 2, Москва, 111116, Россия

e-mail: Alexeeva@ciam.ru

Аннотация

Статья посвящена программе для формирования предварительного оптимального облика летательного аппарата с ракетно-прямоточным двигателем на твердом топливе (РПДТ). Представлена имитационная модель системы «Летательный аппарат – силовая установка – топливо». Данная модель используется при решении задач по формированию объемно-массовой компоновки летательного аппарата с РПДТ по критериям эффективности.

Ключевые слова: математическая модель, летательный аппарат, ракетно-прямоточный двигатель, твердое топливо.

Введение

Объемно – массовое проектирование летательного аппарата (ЛА) является сложным вопросом при формировании облика изделия. Это связано с трудностью

учета весьма большого числа факторов, участвующих в процессе компоновки ЛА. Поэтому большой практический интерес представляет создание программных средств предварительного формирования облика ЛА, с помощью которых пользователь излагает свой замысел, пользуясь банком возможных технических решений, где содержимое банка данных пополняется ежедневно результатами новых исследований в области аэродинамики, двигателестроения, материаловедения и т.п. Анализ имеющихся на рынке программных продуктов (программа DVIGw, программный комплекс «ГРАД», программный комплекс «ВАКС», система автоматизированного формирования авиационных комплексов (САФАК) и др.) показал, что на данный момент целостных инструментов, решающих задачи формирования предварительного технического облика ЛА и силовой установки (СУ) с учетом их интеграции и оптимизации их параметров, практически нет. А также в существующих программах мало внимания уделяется химмотологическим проблемам.

Особенностью созданной комплексной математической модели (КММ), описанной ниже, является сопряжение «самолетных», «двигательных» и «топливных» аспектов проектирования, органичное взаимодействие с пакетами оптимизации, которые позволяют оптимизировать любые самолетные, двигательные и топливные параметры и их характеристики с целью формирования оптимального технического облика системы «Летательный аппарат – силовая установка – топливо (ЛА–СУ–Т)» по выбранным критериям эффективности ее функционирования. Имитируя различные реальные ситуации

на модели, исследователь получает возможность решать такие задачи, как оценка эффективности системы, сравнение вариантов структурных схем, определение степени влияния параметров системы и начальных условий на показатель эффективности и т.п. [1].

Комплексная математическая модель объемно-массовой компоновки ЛА и пример формирования высокоскоростного ЛА

Процесс формирования объемно – массовой компоновки (ОМК) является одним из основных этапов формирования облика изделия и позволяет осуществлять расчет массы ЛА и его основных частей, массы и объема топлива, координат центра масс частей и ЛА в целом и т.п. [2, 3, 4]. С целью предварительного формирования ОКМ ЛА была создана КММ и программное обеспечение формирования облика системы «ЛА–СУ–Т» [5]. Все исходные данные вводятся через диалоговый интерфейс программы «Авиационный химмотологический анализ (АХА)» [6, 7, 8], что позволяет в реальном режиме времени вносить изменения в проектные данные и просматривать результаты ОКМ ЛА. Применение на практике такой программы позволяет повысить достоверность получаемого результата, используя при этом единую информационную базу, наиболее точные методики расчета характеристик и автоматические проверки значений параметров. Увеличение скорости вычислительных и графических работ позволяет повысить производительность труда проектировщиков.

При создании КММ использовался метод структурного моделирования, который предполагает разбиение моделируемой системы на ряд подсистем, для каждой из которых разработана своя математическая модель (ММ), которая осуществляет решение определенных уравнений. Уравнения описывают аэродинамические силы, характеристики СУ и т.д. Данный метод облегчает доработку КММ и ее усовершенствование. Отличительной чертой данной модели является ее междисциплинарность, адаптированность к оптимизационной постановке исследования [9, 10, 11] и возможность формирования 3D модели для дальнейшей проработки. В отличие от ранее созданных, данная КММ представляет собой единый программный комплекс, предназначенный для формирования технического облика ЛА и его СУ на этапах предварительного проектирования.

На [рис.1](#) представлена блок-схема процедуры объемно-массового проектирования ЛА, реализованная в рассматриваемой системе «ЛА-СУ-Т».

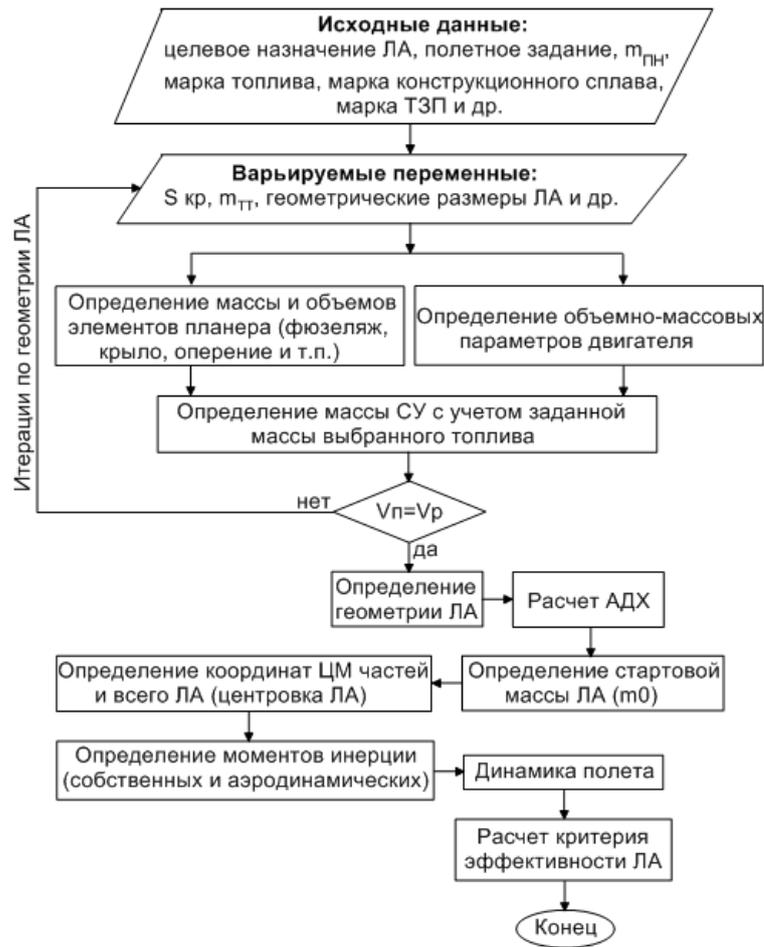


Рис. 1. Блок-схема процедуры ОМК в КММ «ЛА-СУ-Т»

($m_{пн}$ – масса полезной нагрузки, ТЗП – теплозащитное покрытие, $S_{кр}$ – площадь крыла, $m_{т}$ – масса твердого топлива)

На основании блок–схемы ОМК рассмотрим пример формирования облика высокоскоростного ЛА с ракетно – прямоточным двигателем на твердом топливе (РПДТ) [12, 13, 14].

Система позволяет в полуавтоматическом режиме настраивать чертеж общего вида ЛА в трех проекциях (вид спереди, сбоку, сверху). В качестве допущения принимается, что в ЛА рассматриваются четыре основных элемента: полезная нагрузка, планер ЛА, СУ, топливные баки [15, 16]. Массу данных элементов можно не только задавать в абсолютных величинах, но и рассчитывать.

Также в программе имеется учет массы дополнительных элементов для наиболее точного расчета (рис. 2).

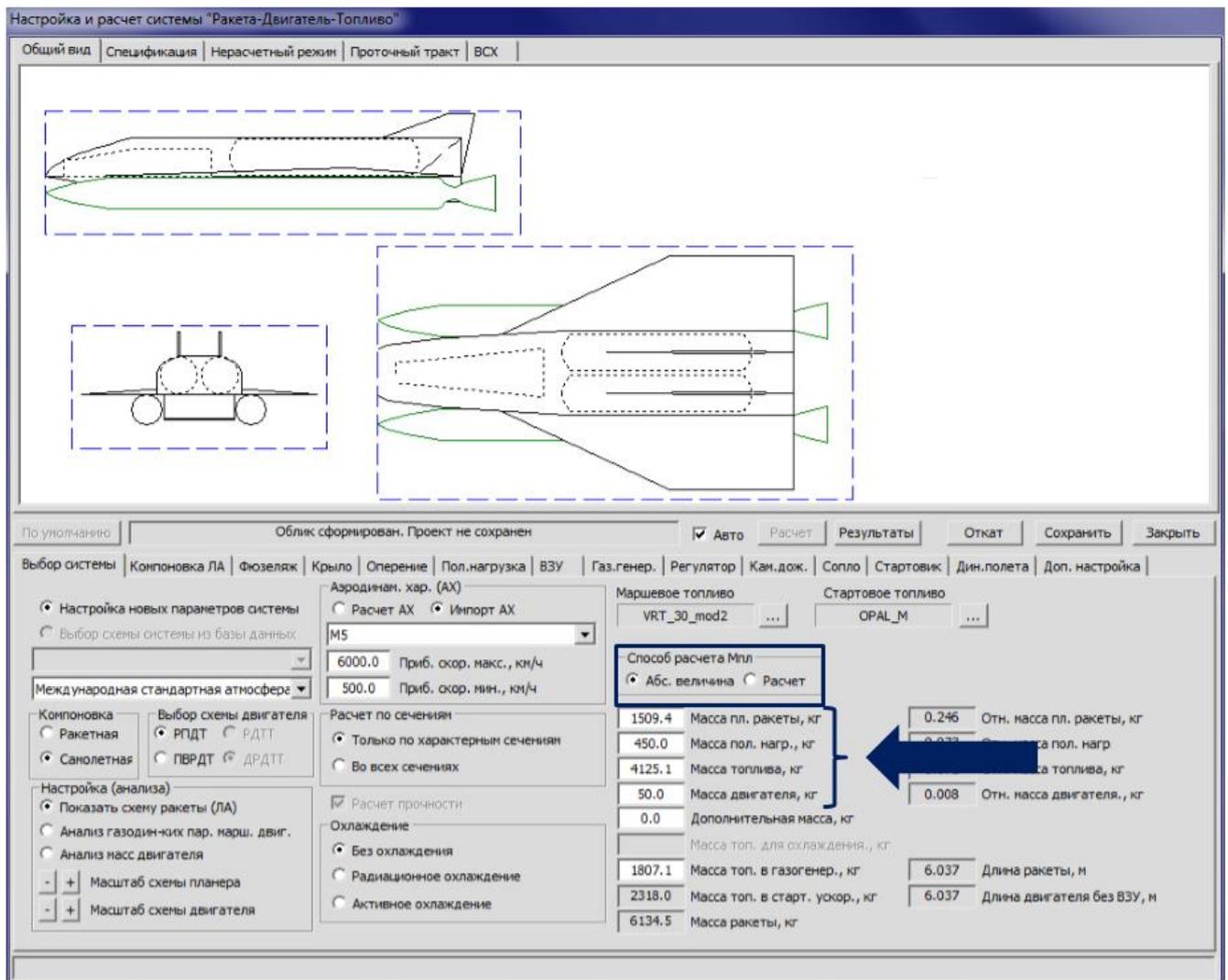


Рис. 2. Диалоговое окно выбора способа расчета массы ЛА

При расчете масс основных частей планера используется большое количество инженерных методик, адаптированных, как правило, для определенного класса ЛА. Удельно – массовые характеристики СУ рассчитываются на основе уравнения массового баланса, где массы отдельных элементов определяются по корреляционным и статистическим зависимостям с учетом марки конструкционного материала, размеров и параметров элемента

двигателя, а также толщины стенки исходя из прочностного расчета [4, 17, 18, 19].

Для данного расчета используются встроенные базы данных по конструкционным материалам и теплозащитным покрытиям (ТЗП) [20, 21, 22, 23, 24] (рис. 3).

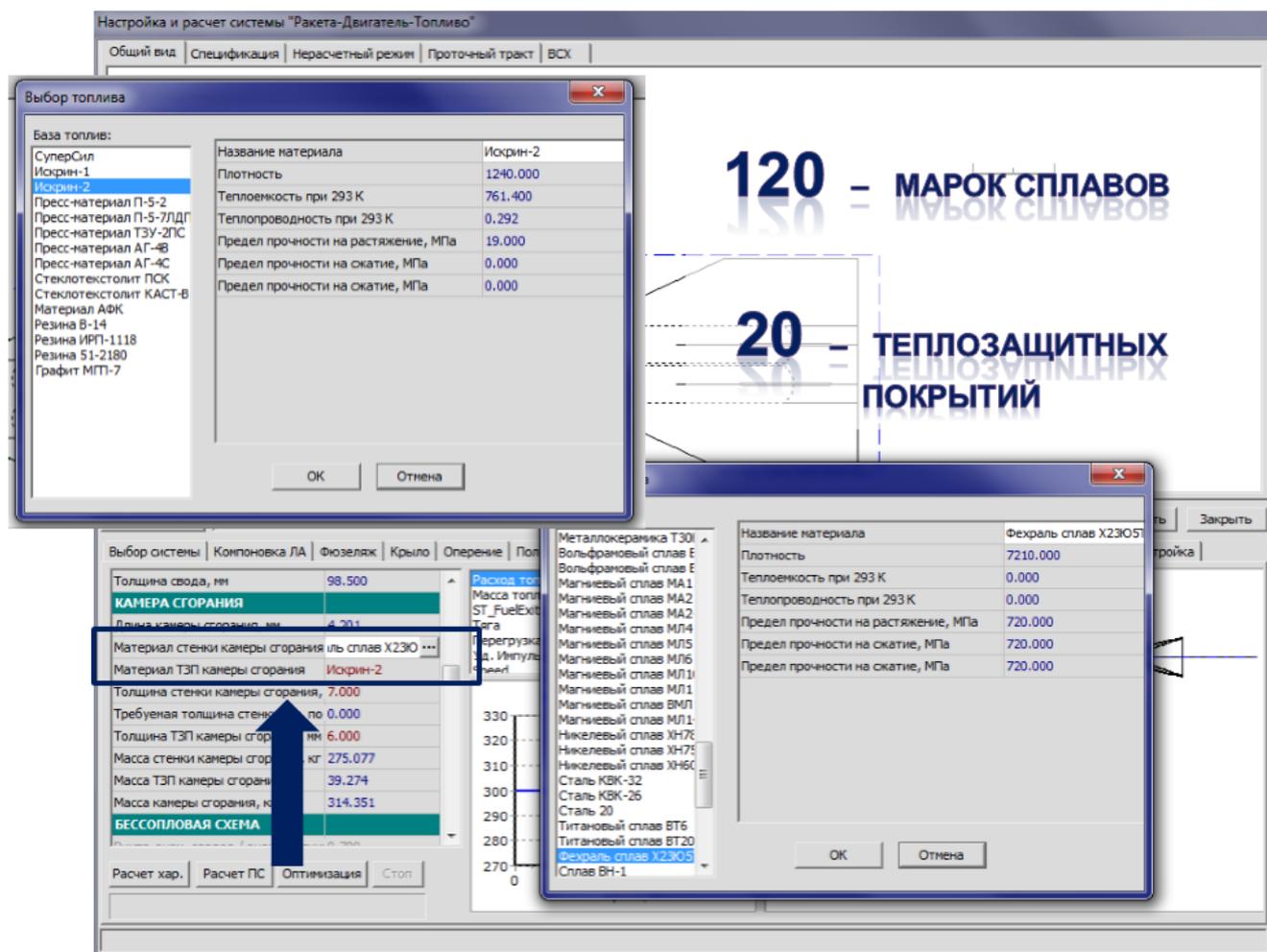


Рис. 3. Диалоговое окно базы данных по материалам

Следует отметить, что найденное из уравнения значение объема топлива (V_p) должно быть обеспечено располагаемыми объемами (V_p) для размещения этого топлива на борту ЛА (рис. 1). Если такое условие не выполняется, то начинается итерация по масштабированию планера ЛА.

Условно планер ЛА разделяется на три части: носовая, центральная и кормовая часть (рис.4). С помощью данного диалога пользователь может

настроить фюзеляж нужной формы, придать соответствующую форму и задать размеры крыла и вертикального оперения, выбрать расположение крыла по высоте фюзеляжа (высокое, среднее, низкое), задать угол поперечного V крыла, выбрать количество килей оперения и т.д.

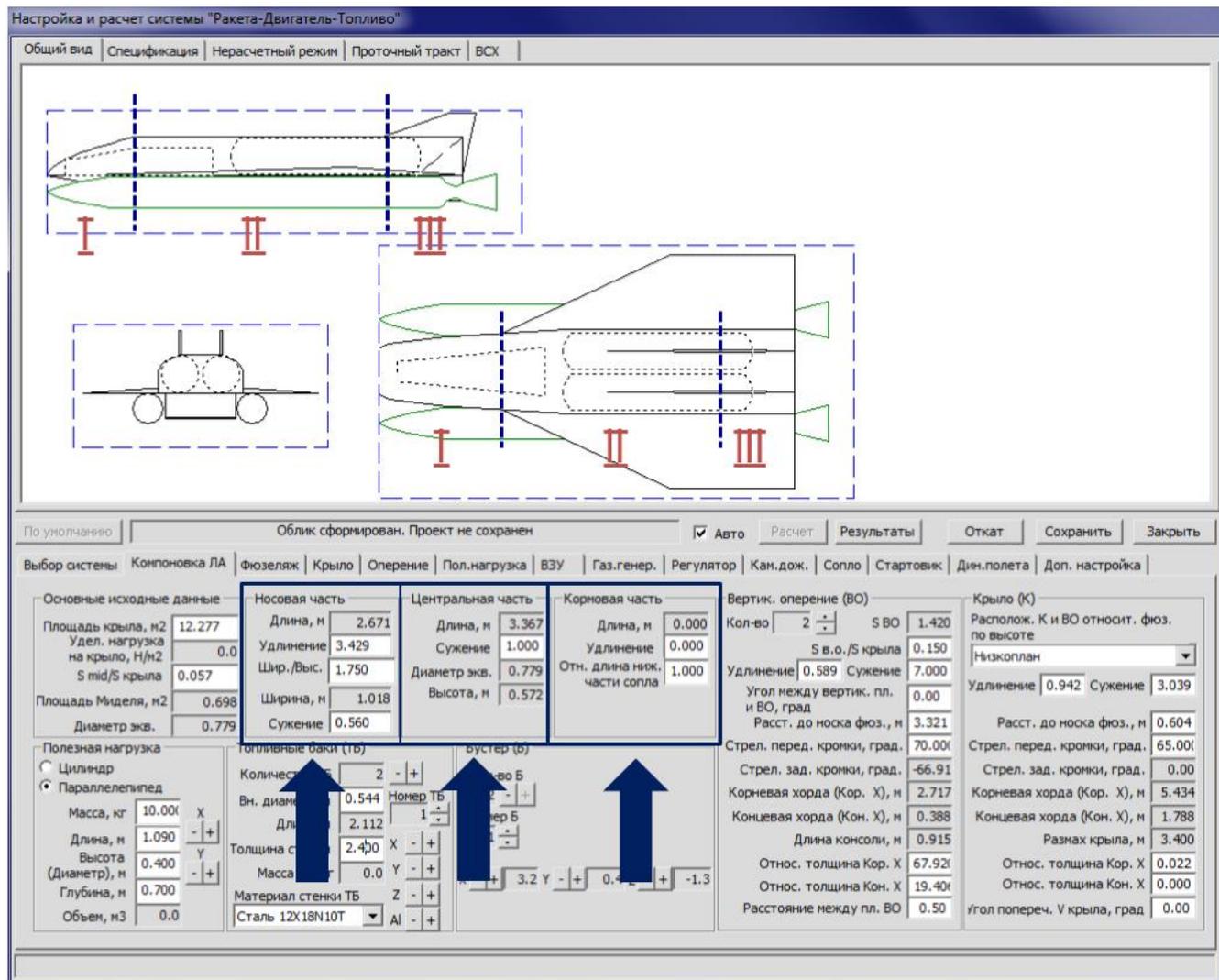


Рис. 4. Диалоговое окно настройки планера ЛА

Аэродинамическая компоновка задается последовательно для фюзеляжа, крыла, оперения; задается расположение и компоновка силовой установки. В процессе задания аэродинамической схемы ЛА в реальном масштабе времени осуществляется расчет всех размеров и параметров, характеризующих внешний

облик ЛА. Несмотря на кажущуюся простоту расчета геометрических параметров ЛА, реализация алгоритма расчета параметров компоновки ЛА представляет собой относительно сложную инженерную задачу. Объясняется это сложной взаимосвязью геометрических параметров для основных частей планера ЛА в зависимости от формы крыла и оперения и способа задания параметров (относительные или абсолютные).

Все настройки осуществляются с расчетом аэродинамических характеристик (АДХ). Для расчета АДХ используются алгоритмы, основанные на инженерных методиках [25, 26, 27, 28, 29]. Они являются простыми с точки зрения объема задаваемых геометрических параметров ЛА (не требуется формирование расчетной сетки как при численных методах расчета) и достаточно быстродействующими, что очень важно в случае проведения оптимизационных исследований при формировании облика ЛА. Так же можно воспользоваться базой данных АДХ готовых изделий, полученных в ходе эксперимента (рис. 5).

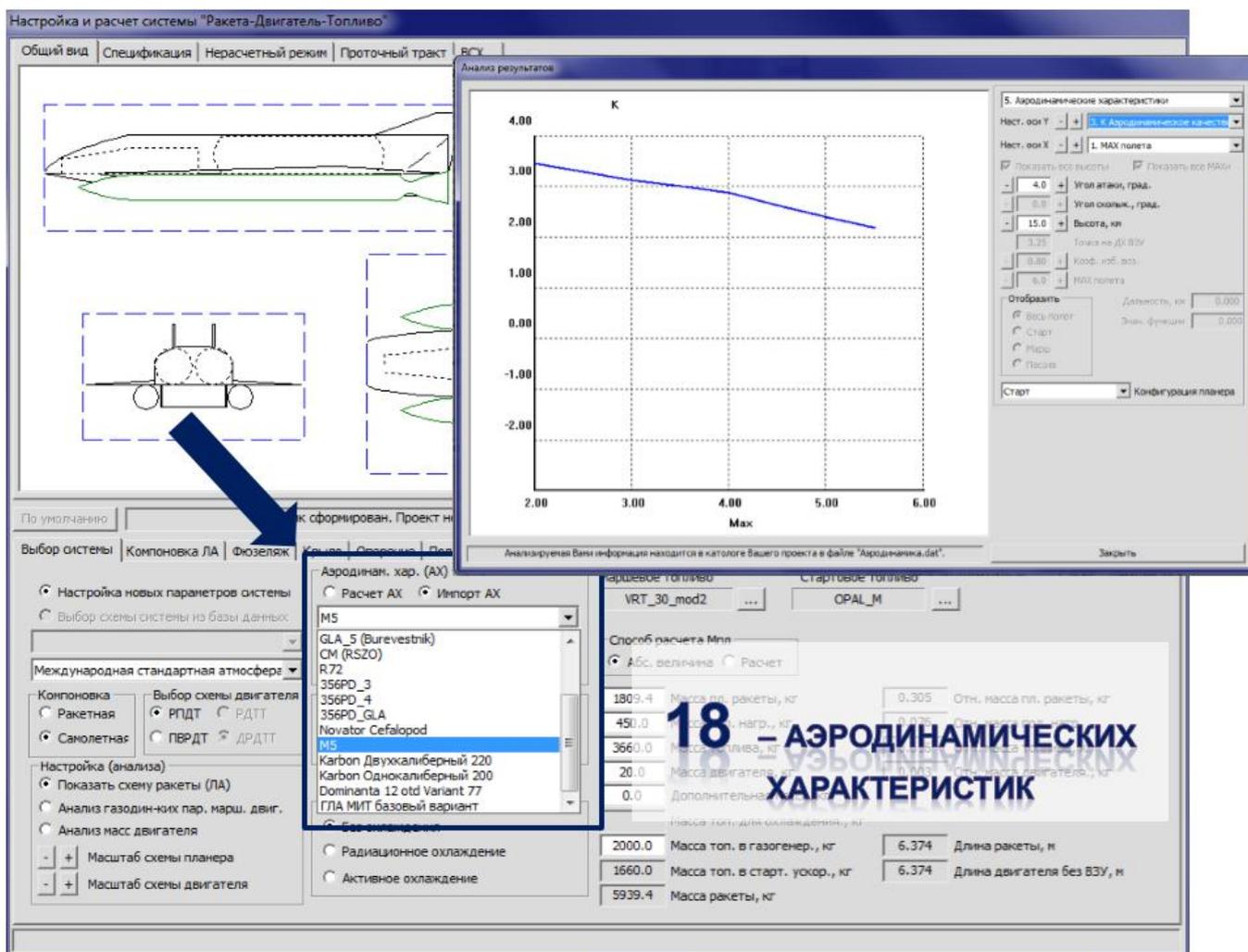


Рис. 5. Диалоговое окно базы данных АДХ

Особенностью схемы РПДТ в составе высокоскоростного ЛА является наличие баков твердого топлива (БТТ), которые, по сути, являются газогенераторами (ГГ), соединенными с камерой дожигания газовадами. БТТ, как правило, размещены в фюзеляже и представляют собой цилиндр со сферическими торцами. При выборе места расположения БТТ необходимо учитывать, что выработка топлива в баках не должна оказывать влияние на смещение положения центра тяжести ЛА, а также БТТ не должны мешать размещению полезной нагрузки и другого оборудования, которое находится в обводах планера с учетом его конструкции и теплозащиты. Для этого была создана «Система контроля компоновки ЛА» и «Система контроля

центровки ЛА». Программа позволяет пользователю размещать элементы так, чтобы возможный в эксплуатации диапазон положения центра масс ЛА находился внутри диапазона, определяемого заданными характеристиками устойчивости и управляемости (рис. 6).

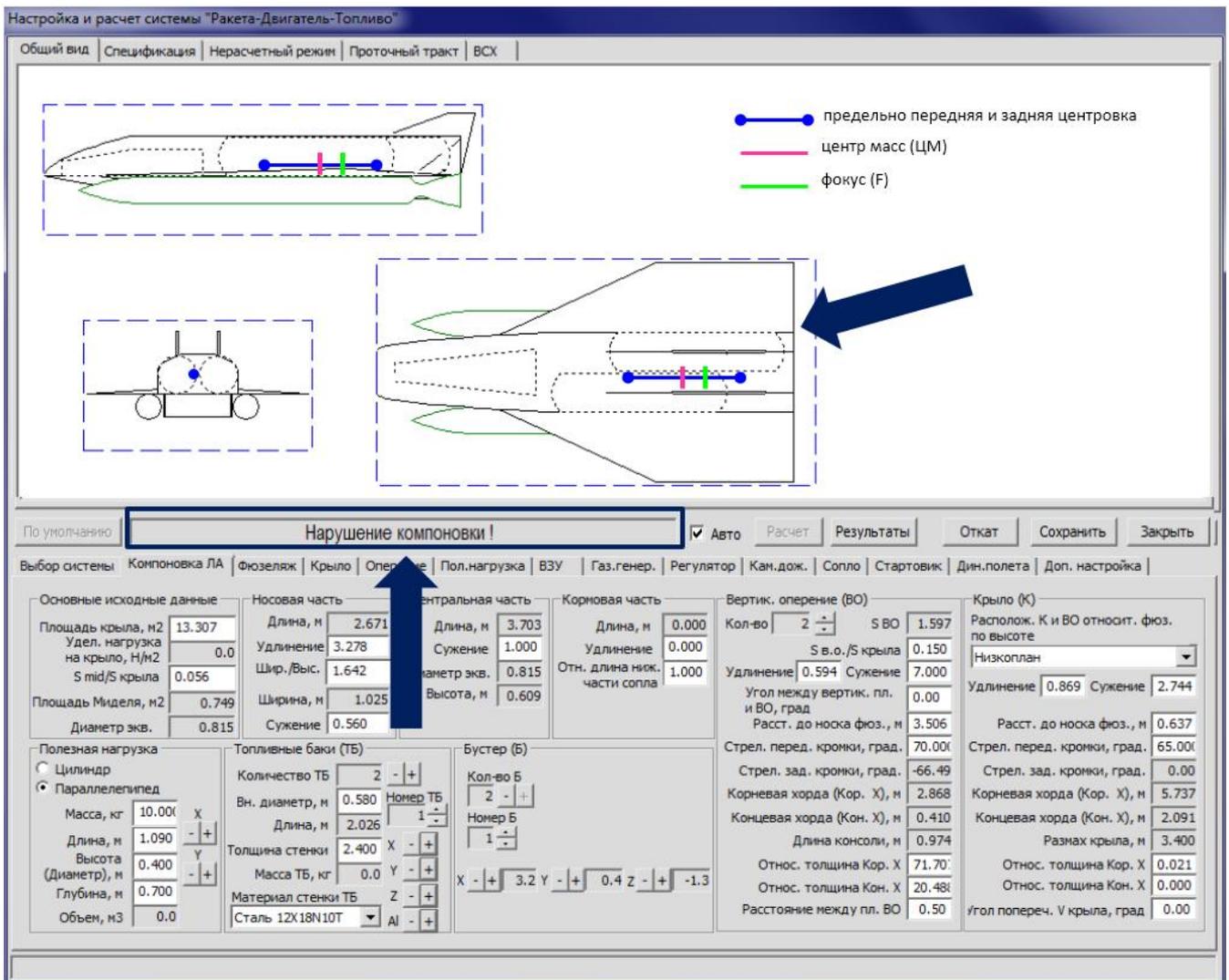


Рис. 6. Диалоговое окно «системы контроля компоновки»

Очевидно, что для выполнения продолжительного полета необходимо иметь большой запас топлива. Поэтому БТТ занимают большой объем в фюзеляже ЛА. Так как топливные емкости ЛА имеют фиксированный объем, плотность топлива определяет его массу и, соответственно, влияет на летно – технические

характеристики (ЛТХ) [30]. Кроме этого известно, что от топлива зависит температура, теплофизические свойства продуктов сгорания и полнота его сгорания. Это соответственно влияет на тягу двигателя и удельный расход топлива. На рис. 7. показан пример выбора топлива из базы данных в системе АХА.

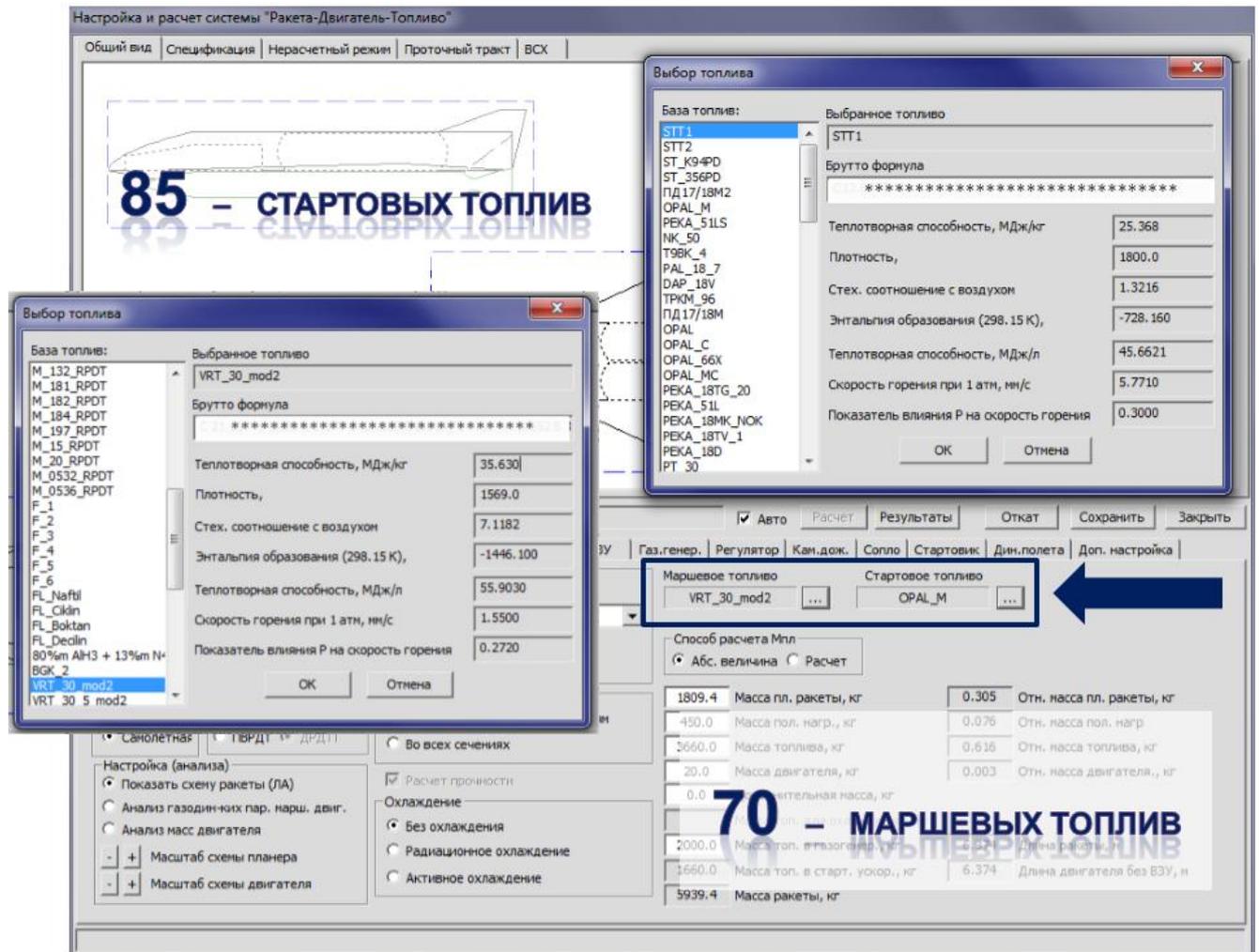


Рис. 7. Диалоговое окно базы данных твердых топлив

Выбор топлива зависит от условий применения и массогабаритных ограничений, что в значительной мере предопределяет решающую роль тактико-технических характеристик ЛА [30]. В зависимости от назначения ЛА предпочтение отдается либо высокой тяге (высокие значения CR), либо высокой

экономичности (высокие значения $J_{уд}$). Для выработки требований к газогенераторному твердому топливу (ГТ) в программе имеется модель, позволяющая рассчитать баллистические характеристики ГТ (рис. 8), либо использовать эти характеристики из базы данных при выборе определенной марки топлива [31].

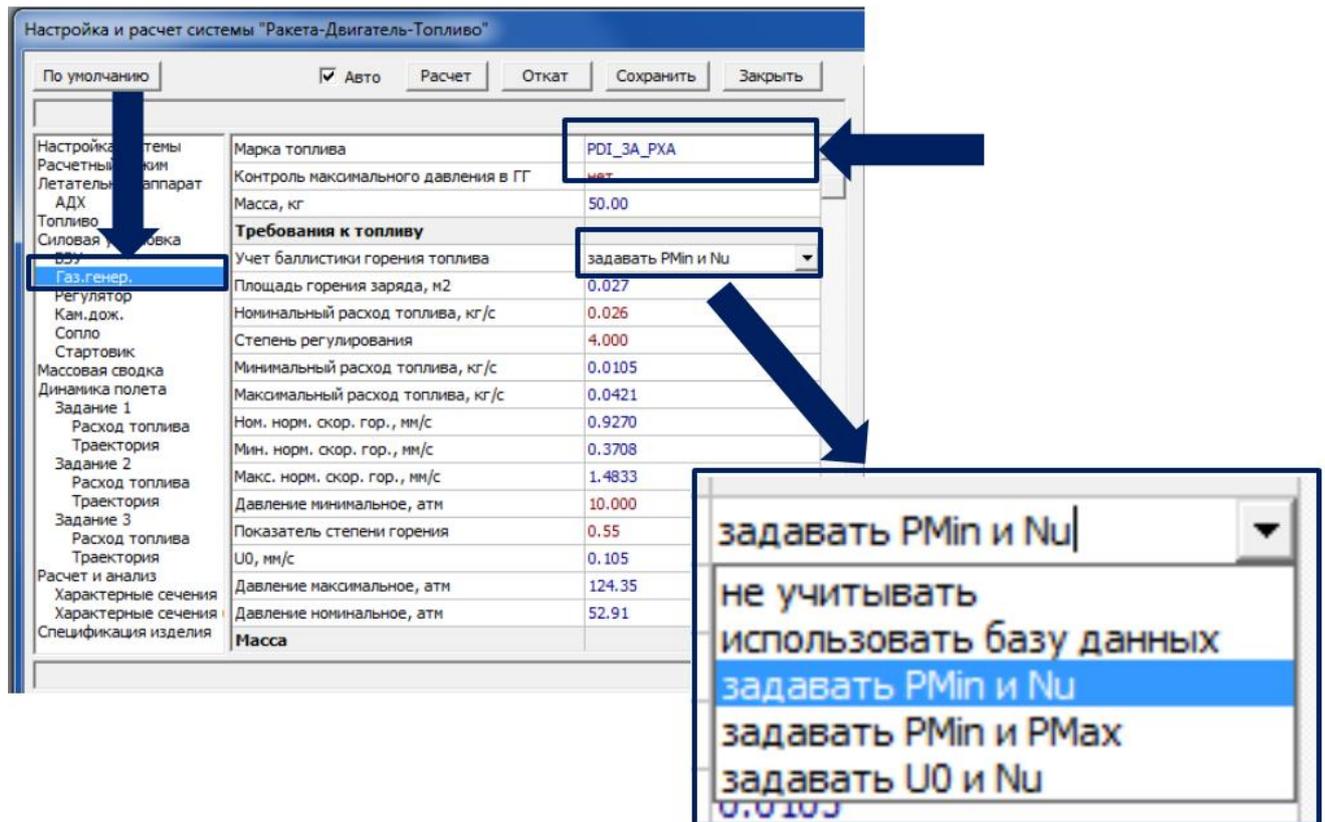


Рис. 8. Диалоговое окно расчета баллистических характеристик ГТ

В системе «ЛА-СУ-Т» используется ММ расчета тягово-экономических и объемно-массовых характеристик двигателя. На рис. 9. представлена расчетная схема РПДТ. В основе алгоритма расчета РПДТ лежит последовательное определение параметров потока в характерных сечениях [12, 13, 14] (Н - сечение набегающего невозмущенного потока воздуха; G - сечение «горла» воздухозаборного устройства (ВЗУ); V - сечение на выходе из канала ВЗУ и входа

в камеру дожигания; К - сечение на выходе из камеры дожигания; С - выходное сечение сопла), таких как: скорость c , статическое давление p , температура T и т.д.

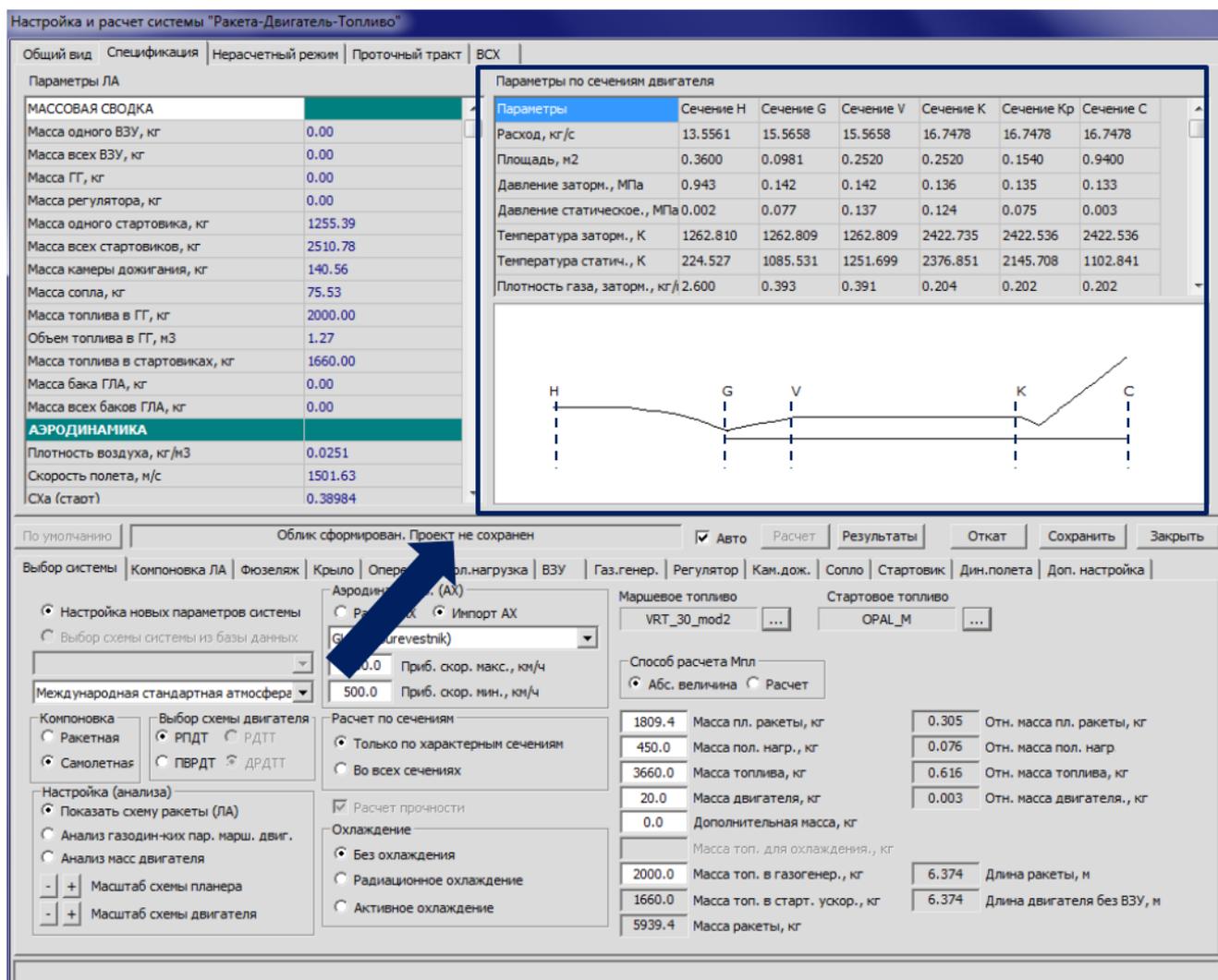


Рис. 9. Диалоговое окно расчета параметров РПДТ по характерным сечениям

Одним из важных моментов при математическом моделировании силовой установки с РПДТ является согласование по расходу воздуха нерегулируемого сверхзвукового ВЗУ с камерой дожигания (КД) двигателя [32, 12]. В ММ РПДТ встроена модель ВЗУ, позволяющая определять геометрические параметры ВЗУ и параметры потока в горле и после каждого скачка уплотнения, а также позволяет рассчитать характеристики ВЗУ от числа Маха, угла атаки и угла скольжения в

виде зависимости коэффициента избытка воздуха и коэффициента восстановления полного давления. Также в программе имеется база данных дроссельных характеристик ВЗУ (рис. 10).

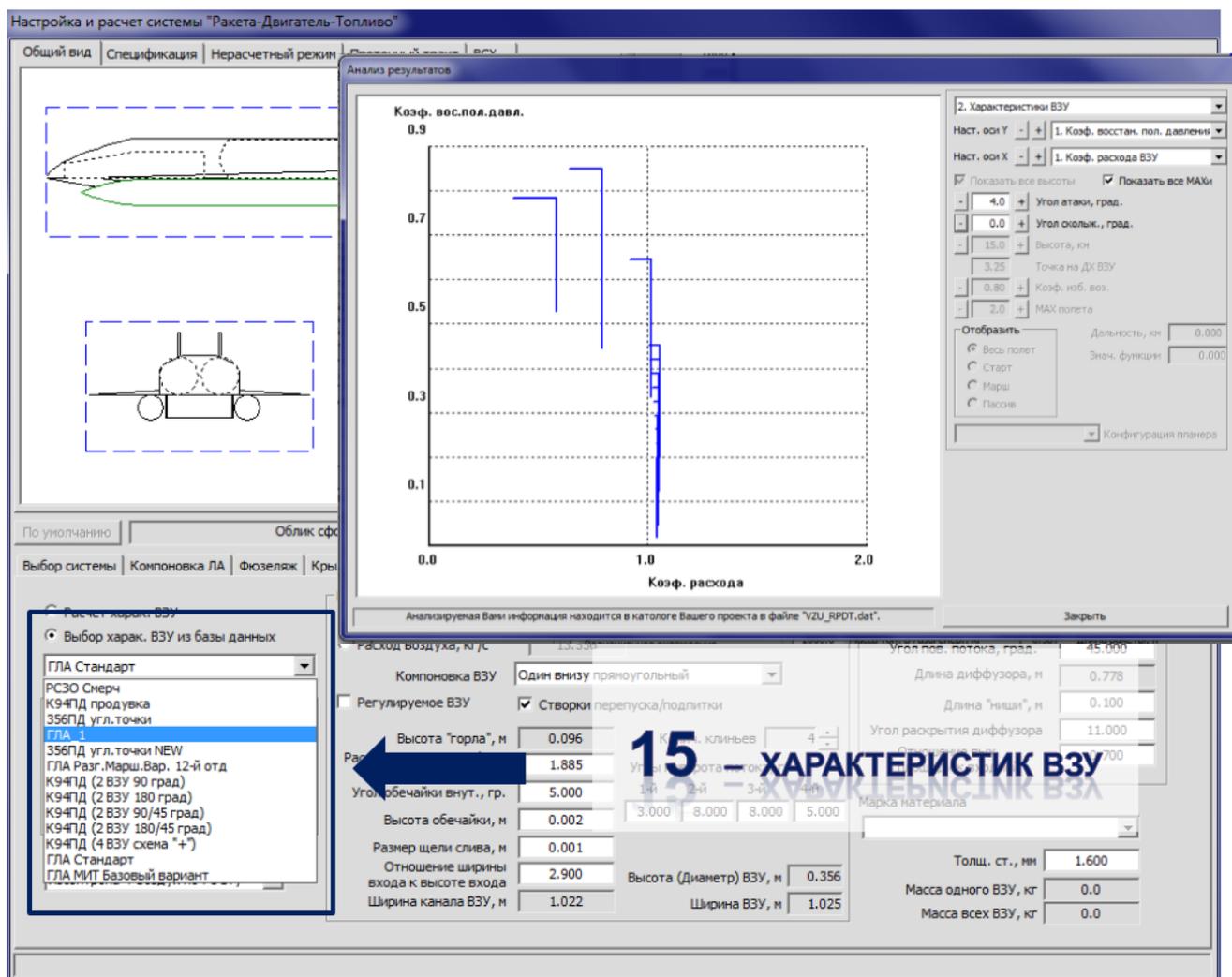


Рис. 10. Диалоговое окно базы данных характеристик ВЗУ

Кроме этого, в составе ММ СУ используется встроенная универсальная модель для расчета равновесных термодинамических характеристик любых смесей газов с учетом К-фазы [33]. С использованием этой программы рассчитываются основные термогазодинамические параметры в ГГ и в КД. Эта модель позволяет оценить эффективность применения того или иного топлива в

данной системе, что значительно расширяет возможности как параметрических, так и оптимизационных исследований по различным критериям (рис. 11).

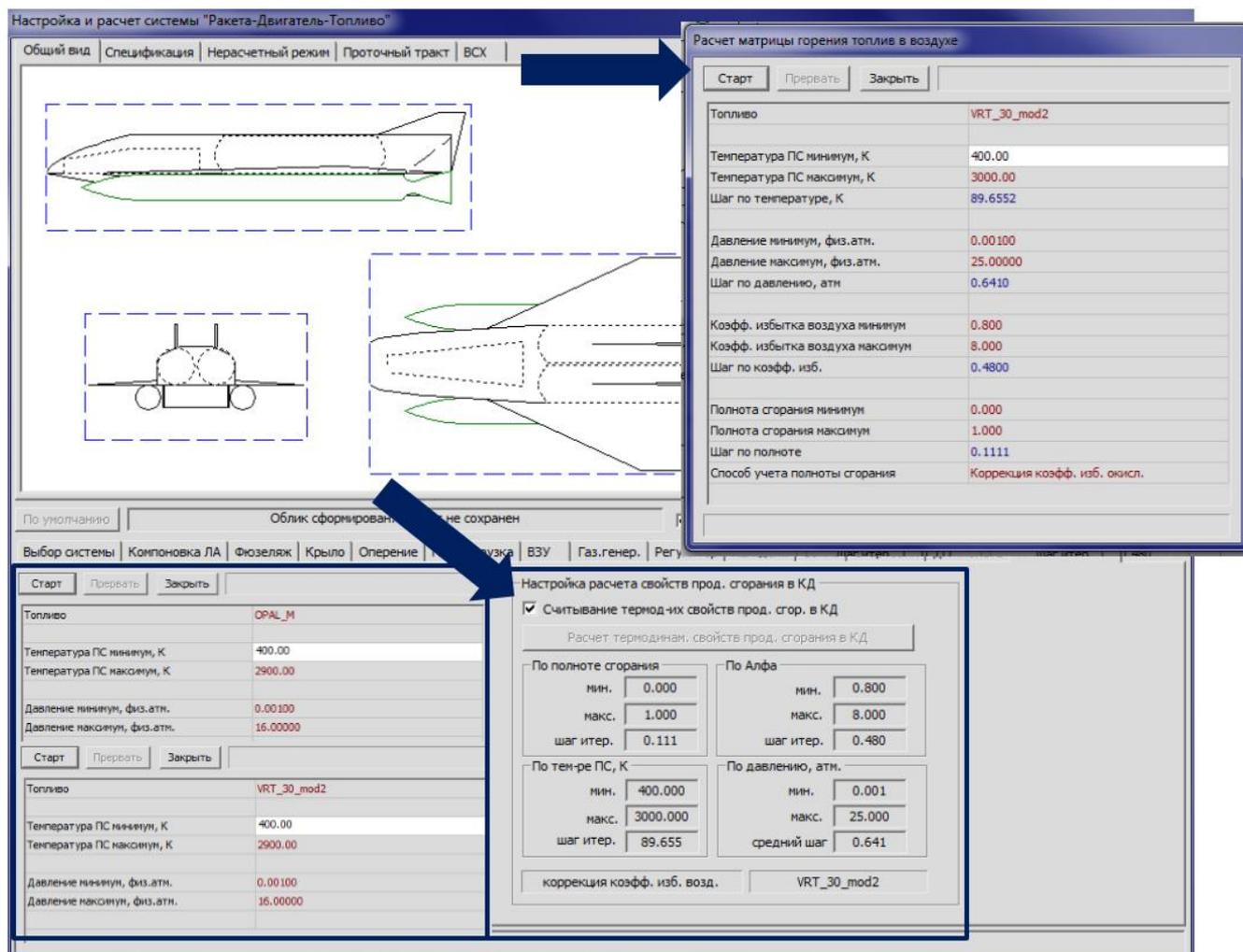


Рис. 11. Диалоговое окно расчета термогазодинамических параметров

Все полученные данные поступают в ММ расчета динамики полета и критерия эффективности системы «ЛА – СУ – Т». При расчете дальности полета и других ЛТХ ЛА интегрируется система дифференциальных уравнений первого порядка, описывающих движение центра масс ЛА в скоростной системе координат. Исходными данными для расчета ЛТХ служат полученные на предыдущих этапах аэродинамические и объемно – массовые характеристики ЛА, высотно – скоростные и габаритно – массовые характеристики СУ. Если

сформированный облик удовлетворяет необходимым требованиям, то расчет прекращается, в противном случае пользователю предлагается скорректировать исходные данные и начать расчет заново.

Если стоит задача получения более детальной информации об АДХ, массовой сводки элементов планера и СУ, вычисления центра масс, моментов инерции изделия, подготовки к численному трехмерному моделированию в программах трехмерного газодинамического расчета и т.п. требуется создать трехмерную твердотельную модель изделия. Для решения таких задач возможен импорт полученных результатов в трехмерную твердотельную модель изделия с целью дальнейшего исследования. На [рис. 12.](#) показан пример трехмерной твердотельной модели ЛА, полученной исходя из настройки в программе АХА.

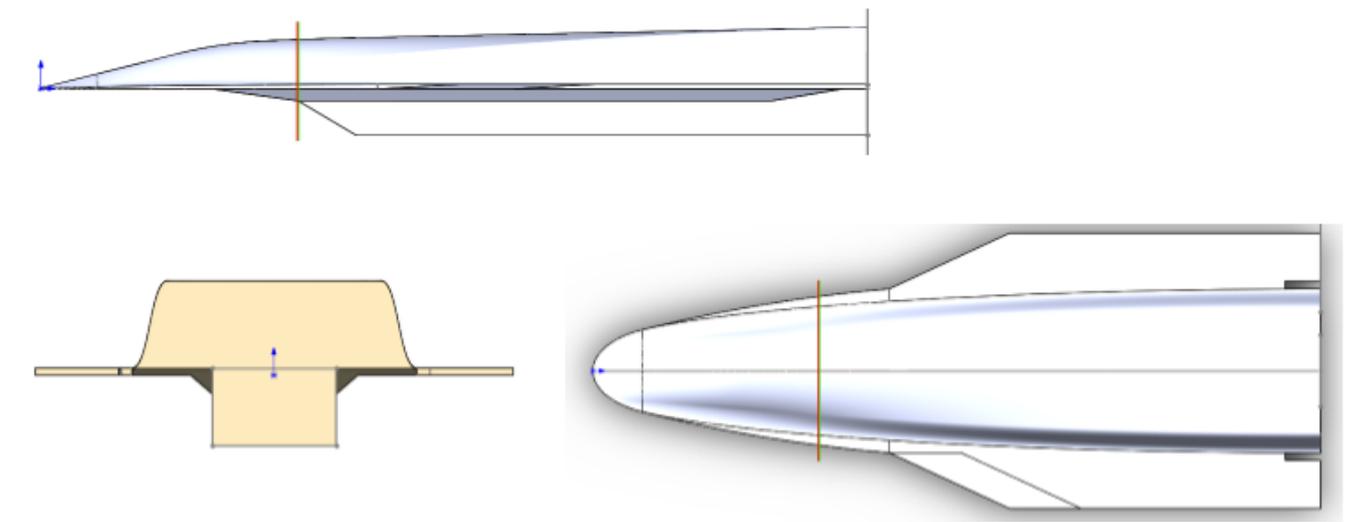


Рис. 12. Трехмерная твердотельная модель

В автоматическом режиме создается файл в котором осуществляется запись всех необходимых геометрических параметров для создания 3D модели. Данный файл открывается через программу SolidWorks через команду «файл – открыть».

Выводы

1. Созданное математическое обеспечение позволяет выполнять предварительные исследования по формированию ОМК ЛА различного назначения на различных топливах, отличающиеся комплексным и многодисциплинарным подходом.
2. В созданной ММ ОМК присутствует возможность настройки новых твердых топлив и различной схмотехники двигателя.
3. Возможен импорт полученных результатов в трехмерную твердотельную модель изделия для получения более детальной информации.

Библиографический список

1. Егер С.М., Лисейцев Н.К. и др. Основы автоматизированного проектирования самолетов. – М.: Машиностроение, 1986. – 232 с.
2. Егер С.М., Лисейцев Н.К. и др. Проектирование самолетов. – М.: Логос, 2005. – 648 с.
3. Raymer D.P. Aircraft Design: A Conceptual Approach, Washington, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992, 391 p.
4. Корольков О.Н. Уравнение и область существования самолёта // Полет. 2001. № 10. С. 45 - 52.
5. Алексеева М.М., Разносчиков В.В. Объемно массовая компоновка ракетно-прямоточного двигателя на твердом топливе в составе гиперзвукового летательного аппарата // Всероссийская научно-техническая конференция молодых ученых и

специалистов «Новые решения и технологии в газотурбостроении». Тезисы докладов. Москва, 26-28 мая 2015. – М.: ЦИАМ им. П.И. Баранова, 2017. – 363 с.

6. Разносчиков В.В. Системный анализ использования топлива в авиационных силовых установках // Полет. 2008. № 4. С. 28 - 33.

Разносчиков В.В., Луковников А.В., Яновская М.Л. Выбор и оптимизация состава авиационных газовых и сконденсированных топлив по критериям эффективности летательного аппарата // Труды МАИ. 2010. № 37. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=13430>

7. Разносчиков В.В., Попова А.Б. Оптимизация параметров программы управления твердотопливного ракетно-прямоточного двигателя в составе летательного аппарата // Транспорт на альтернативном топливе. 2012. № 1 (25). С. 65 - 68.

8. Комаров В.А., Кузнецов А.С. Выбор облика летательного аппарата с использованием технологии многодисциплинарной оптимизации: электронное учебное пособие. – Самара: Изд-во Самарского государственного аэрокосмического университета им. С.П. Королева, 2012. URL: http://www.ssau.ru/files/education/uch_posob/Выбор%20облика-Комаров%20ВА.pdf

9. Рейзлин В.И. Численные методы оптимизации: учебное пособие – Томск: Изд-во Томского политехнического университета, 2011. – 105 с.

10. Giunta A.A. Aircraft Multidisciplinary Design Optimization using Design of Experiments Theory and Response Surface Modeling Methods, Virginia, Virginia Polytechnic Institute and State University, 1997, 185 p.

11. Сорокин В.А., Яновский Л.С. и др. Проектирование и отработка ракетно-прямоточных двигателей на твердом топливе: учебное пособие. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. – 317 с.
12. Обносов Б.В., Сорокин В.А. и др. Конструкция и проектирование комбинированных ракетных двигателей на твердом топливе: учебник. 2-е издание. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014. – 304 с.
13. Сорокин В.А., Яновский Л.С. и др. Ракетно-прямоточные двигатели на твердых и пастообразных топливах. Основы проектирования и экспериментальной отработки. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2010. – 320 с.
14. Припадчев А.Д. Расчет массы и размеров летательных аппаратов: учебное пособие. – Оренбург: ОГУ, 2013. – 166 с.
15. Микеладзе В.Г., Титов В.М. Основные геометрические и аэродинамические характеристики самолетов и ракет: Справочник. 2-е изд. – М.: Машиностроение, 1990. – 144 с.
16. Болховитинов О.В., Вольнов И.И. и др. Конструкция и прочность летательных аппаратов: учебник для вузов ВВС. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2004. – 678 с.
17. Комаров В.А. Весовой анализ авиационных конструкций: теоретические основы // Полёт. 2000. № 1. С. 31 - 39.
18. Зайцев В.Н. Конструкция и прочность самолётов. – Киев: Издательское объединение «Вища Школа», 1978. – 488 с.

19. Коломыцев П.Т., Майзель Ю.М. Авиационное материаловедение. – М.: Машиностроение, 1971. – 445 с.
20. Карабасов Ю.С. и др. Новые материалы. – М.: МИСИС, 2002. – 736 с.
21. Белов Г.В., Ерохин Б.Т. и др. Композиционные материалы в двигателях летательных аппаратов. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1998. – 341 с.
22. Костиков В.И., Варенков А.Н. Сверхтемпературные композиционные материалы. – М.: Интермет Инжиниринг, 2003. – 560 с.
23. Shtansky D.V., Ikuhara Y., Yamada-Takamura Y., Yoshida T. Mechanism of Nucleation and Growth of Cubic Boron Nitride Thin Films // Science and Technology of Advanced Materials, 2001, vol. 1-4, pp.219 – 225.
24. Акимов Г.А., Бородавкин В.А. и др. Аэродинамические характеристики летательных аппаратов. – СПб.: Балтийский технический университет, 2003. - 120 с.
25. Katz J. Low Speed Aerodynamics: From Wing Theory to Panel Methods, Singapore, McGraw Hill, 1991, 632 p.
26. Hepperle M. Optimization of Flying Wing Transport Aircraft, Braunschweig, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, 2005, 62 p.
27. Сидельников Р.В., Тропин А.Б. Аэродинамика ракет. Расчеты и исследования аэродинамических характеристик летательных аппаратов на ЭВМ: учебное пособие для втузов. – Челябинск: Изд. ЧГТУ, 1997. – 55 с.
28. Грациенко Н.А., Икрянников Е.Д. Расчет аэродинамических характеристик самолета: учебное пособие. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1994. – 255 с.

29. Алексеева М.М., Севрюк А.О, Разносчиков В.В. Оценка летно-технических характеристик высокоскоростного летательного аппарата с ракетно-прямоточным двигателем на твердом топливе // XLI Академические чтения по космонавтике. Тезисы докладов. Москва, 2017. – М.: МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2017. – 565 с.
30. Алексеева М.М., Разносчиков В.В., Аверьков И.С. Результаты параметрических исследований оценки эффективности использования твердых топлив в ракетно-прямоточных двигателях в составе гиперзвукового летательного аппарата // Авиадвигатели XXI века. Тезисы докладов. Москва, 24-27 ноября 2015. - М.: ЦИАМ им. П.И. Баранова, 2015. – 1132 с.
31. Borovikov A., Gavriliouk V. and others. Gasdynamic design of supersonic and hypersonic airframe integrated inlets and nozzles // AIAA Paper 96-4549, 1996, 23 p.
32. Трусов Б.Г., Белов Г.В. Термодинамическое моделирование химически реагирующих систем. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2013. – 96 с.