

КОНЦЕПТУАЛЬНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В МНОГОДИСЦИПЛИНАРНОЙ ПОСТАНОВКЕ

Александр Валерьевич ЛУКОВНИКОВ родился в 1973 г. в городе Иркутске. Старший преподаватель кафедры теории авиационных двигателей Военно-воздушной инженерной академии им. проф. Н.Е. Жуковского, кандидат технических наук. Основные научные интересы — формирование технического облика и оценка эффективности авиационных силовых установок. Автор более 70 научных работ.

Alexander V. LUKOVNIKOV, Ph.D., was born in 1973, in Irkutsk. He is a Senior Assistant Professor at the N.E. Zhukovsky Air Force Engineering Academy. His research interests are in the preliminary design and efficiency estimation of aircraft propulsion systems. He has published over 70 technical papers.

В статье приводится описание многодисциплинарной методологии концептуального проектирования силовых установок (СУ) летательных аппаратов (ЛА) на этапах научно-исследовательских работ (НИР). На основе этой методологии разработана комплексная математическая модель системы ЛА—СУ, предназначенная для формирования оптимального предварительного технического облика СУ по критериям эффективности ЛА различного целевого назначения.

Введение

В последние годы получили развитие различные технологии автоматизированного проектирования на ЭВМ сложных технических систем, в частности авиационной техники. Разработка новых ЛА и их СУ в условиях жесткой конкуренции между ведущими авиационными фирмами требует постоянно-го внедрения новых достижений в авиационной науке и технологии. Это требование продиктовано необходимостью значительного снижения временных и материальных затрат на разработку новых авиационных двигателей и самолетов. Одним из способов решения такой задачи является широкое внедрение CALS-технологий, позволяющих поднять процесс проектирования и разработки ЛА на более качественный уровень. Однако, как показывает проведенный автором анализ таких CALS-средств (рис.1), наиболее широкое применение нашли технологии процесса производства (САМ-средства), а технологии и инструментальные средства разработки (CASE-средства) до сих пор не нашли широкого распространения в отечественной авиационной науке.

Основные проблемы концептуального проектирования летательных аппаратов и силовых установок

При создании сложных технических систем, какими являются авиационные комплексы, особое значение имеют ранние этапы их проработки, и прежде всего этапы НИР. В процессе проектирования новых ЛА и их СУ на этапах выработки требований и предварительного проектирования, ко-

торые осуществляется совместно заказчиком, самолетным и двигательным ОКБ, в условиях значительной неопределенности исходной проектной информации на основе параметрических исследований перспективных ЛА прогнозируются потребные общие характеристики будущего самолета. Именно на этих двух этапах производится самый большой объем расчетов по определению и оптимизации технико-экономических показателей и критериев эффективности предполагаемого ЛА и его СУ. В результате этой работы определяются необходимые тактико-технические характеристики самолета, позволяющие сформулировать техническое задание (ТЗ) на его проектирование [1]. На этапе предварительного проектирования осуществляется выбор схемы и определение наиболее выгодного сочетания основных параметров ЛА и СУ, обеспечивающих выполнение заданных требований.

Существенные трудности и высокая вероятность допущения ошибок при «закладке» параметров ЛА и СУ связаны с тем, что в условиях значительной неопределенности исходной проектной информации задача формирования облика ЛА решается самолетным и двигательным КБ несколько обособленно. «Самолетчикам» жизненно важна оперативная информация о высотно-скоростных (ВСХ) и габаритно-массовых характеристиках различных вариантов СУ, а «двигателям» нужна информация об аэродинамических (АХ) и массовых характеристиках ЛА, которая позволила бы приблизительно оценить уровень потребных тяг на различных режимах полета, рассчитать критерии эффективности (КЭ) ЛА. В результате такой разобщенности ни

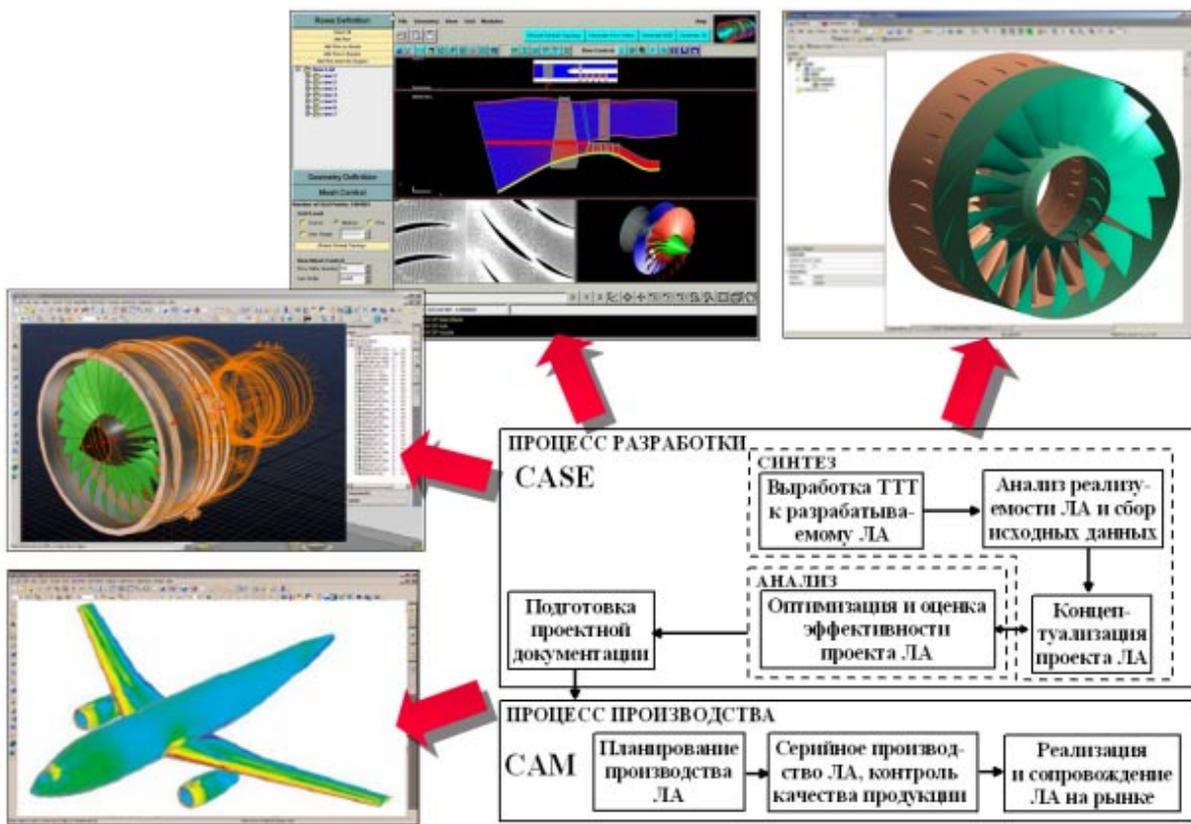


Рис. 1. Примеры CALS-инструментов, применяемых при проектировании ЛА и СУ

у одного из участников процесса разработки нового ЛА (заказчика, самолетного и двигательного ОКБ) нет целостной картины того, что же в итоге будет представлять собой проектируемый ЛА.

Что касается силовой установки, которая представляет собой подсистему, входящую в состав сложной системы более высокого уровня — летательного аппарата, то судить о том, насколько оптимальны выбранные параметры СУ, можно только по приобретенной вследствие этого эффективности всей системы «летательный аппарат — силовая установка» (ЛА—СУ).

Все вышесказанное подчеркивает необходимость применения на этапах предварительного проектирования ЛА и СУ современных комплексных математических моделей (КММ), объединяющих в единое целое математические модели (ММ) ЛА и СУ, а также широкое использование при этом эффективных методов оптимизации, позволяющих найти надежные варианты технических решений проектов ЛА, обеспечивающих наилучшие показатели эффективности авиационных комплексов.

Методология формирования предварительного технического облика силовых установок летательных аппаратов

На кафедре теории авиационных двигателей ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского имеется значи-

тельный опыт решения задач по формированию облика авиационных СУ для ЛА различного целевого назначения. Однако из-за отсутствия достаточно адекватных ММ ЛА круг решаемых задач ограничивался, как правило, использованием имеющихся характеристик самолетов. При таких условиях решение задач автоматизированного формирования технического облика СУ перспективных ЛА с одновременной оптимизацией параметров СУ и ЛА, но по критериям эффективности всей системы ЛА—СУ, было практически нереализуемым.

Автором разработана методология формирования предварительного технического облика СУ, в которой вопросы проектирования СУ решаются «не изолированно», а при рассмотрении ее в системе ЛА с учетом сложных взаимосвязей между параметрами СУ и ЛА, имеющих место в действительности. Предлагаемая методология использует *многодисциплинарный подход*, заключающийся в том, что, кроме непосредственно теории авиационных двигателей, в ней охватываются и другие дисциплины: конструкция авиационных двигателей, аэродинамическое, геометрическое и объемно-массовое проектирование ЛА, расчет летно-технических характеристик и показателей эффективности ЛА и др.

На рис. 2 показаны те дисциплины, учет которых реализован на данный момент времени в рассматриваемой методологии формирования предва-

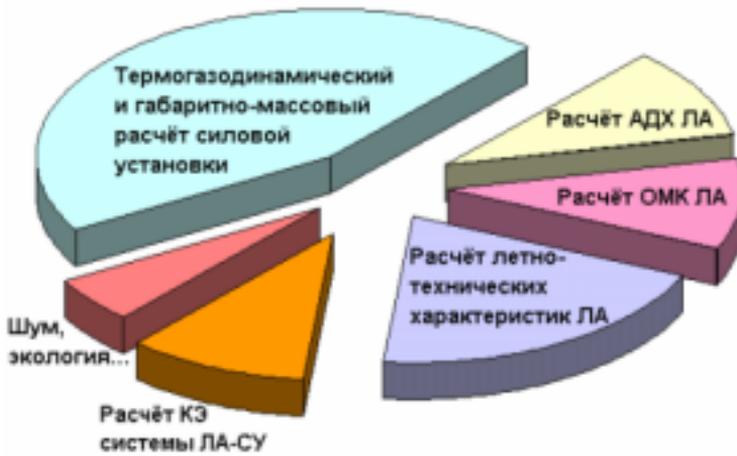


Рис. 2. Дисциплины, включенные в рассмотрение в разработанной методологии

рительного технического облика СУ для ЛА различного целевого назначения. Методология образует стройную и открытую систему, к которой могут быть «подстыкованы» и другие дисциплины, такие, как химмотология (описывает взаимосвязи между ЛА, СУ и топливом), экология (воздействие системы ЛА—СУ на окружающую среду), аэроупругость, системы управления ЛА и безопасность полетов, прогнозирование развития авиационных систем и планирование операций и др. Главное требование — приемлемое время расчета ММ, описывающих явления, относящиеся к области «ответственности» тех или иных дисциплин. Это время должно быть сопоставимо со временем работы уже созданных ММ СУ и ЛА.

Одним из эффективных способов формирования наилучшего технического облика ЛА и его СУ является оптимизация их параметров по КЭ систе-

мы ЛА—СУ. Результатом однокритериальной оптимизации является одно оптимальное проектное решение ЛА — вектор значений варьируемых переменных, обеспечивающих оптимум выбранного КЭ. Результатом многокритериальной оптимизации является уже не одно решение, а несколько технических обликов (парето-множество), а человек, принимающий решение, уже выбирает на основании дополнительной информации то или иное решение из полученного множества вариантов технических обликов ЛА и СУ (рис. 3). Поэтому второй отличительной особенностью разработанной методологии является ее *адаптированность к проведению оптимизационных исследований*, когда параметры рабочего процесса и программы управления СУ оптимизируются из условия достижения экстремума (максимума или минимума) выбранного КЭ «самолетного» уровня. Такими КЭ могут быть, на-

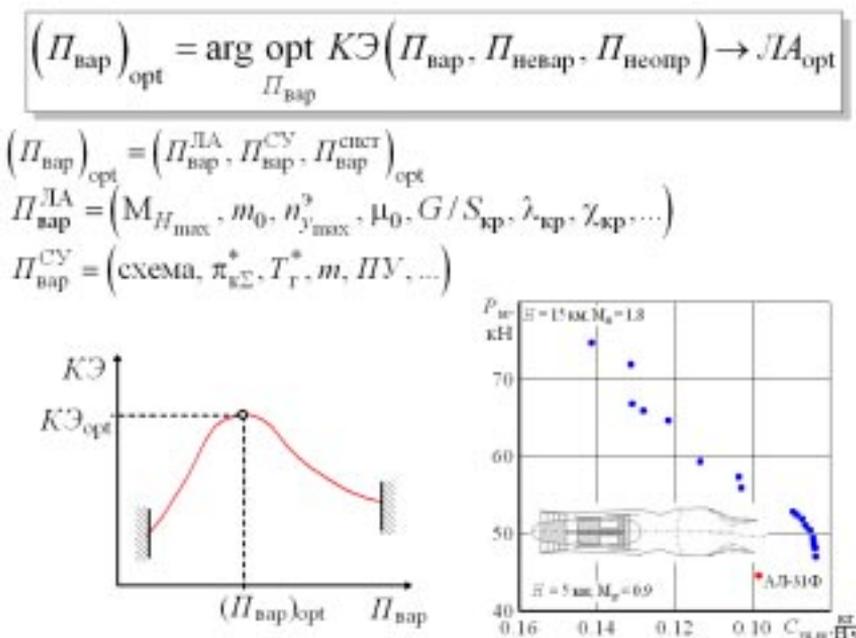


Рис. 3. Однокритериальная и многокритериальная оптимизация параметров СУ и ЛА

пример, дальность полета самолета, его взлетная масса, масса полезной нагрузки, транспортная или пассажирская эффективность, экологические факторы и др.

На основе рассматриваемой методологии автором разработана КММ системы ЛА—СУ, структура которой показана на рис. 4. Она включает в себя общую систему подготовки исходных данных, многочисленные частные инженерные методики и ММ, стоящие на различных уровнях процесса проектирования ЛА и СУ, включающие в себя последовательный расчет геометрических и аэродинамических характеристик ЛА, расчет тягово-экономических и удельно-массовых характеристик СУ, расчет массового баланса и объемной компоновки ЛА и критериев эффективности системы ЛА—СУ. Т.е. в разработанной КММ тесно сопряжены «самолетные» и «двигательные» аспекты проектирования и расчета, в ней реализованы полуавтоматическое генерирование исходной информации по ЛА и СУ, визуальное отображение получаемого технического облика на всех этапах проектирования и задания исходных данных, гибкий инструмент визуализации и анализа получаемых результатов, и, наконец, органичное взаимодействие с различными пакетами одно- и многокритериальной оптимизации.

Подробно структура и принципы построения КММ системы ЛА—СУ рассмотрены в [2]. Здесь кратко рассмотрим содержание основных уровней проектирования и расчета параметров системы, начиная от расчета аэродинамических характеристик и параметров компоновки ЛА и заканчивая

расчетом параметров движения и критериев эффективности ЛА.

Аэродинамическое проектирование летательного аппарата

Известны три основных способа получения АХ ЛА: численные методы, испытания в аэродинамических трубах (АДТ) и инженерные методы. Численные методы требуют тщательной и затратной по времени подготовки исходных геометрических данных, относительно длительного расчета АХ даже на супер-ЭВМ, что делает неоправданным их применение на предварительных стадиях проектирования ЛА. Получение АХ при эксперименте в аэродинамических трубах является также дорогостоящим и длительным.

Инженерные методы расчета АХ, построенные на обобщении экспериментальных продувок ЛА и их частей в АДТ, позволяют с достаточной степенью точности определять АХ в линейной области. Алгоритмы, основанные на данных инженерных методах, являются простыми с точки зрения объема задаваемых геометрических параметров ЛА (не требуется формирование расчетной сетки, как при численных методах расчета АХ) и достаточно быстрыми, что очень важно в случае проведения оптимизационных исследований при формировании облика ЛА.

На основе обобщенных критериальных зависимостей [3] была создана ММ ЛА, позволяющая на основе данных компоновки самолета рассчитывать его аэродинамические характеристики. Особое вни-

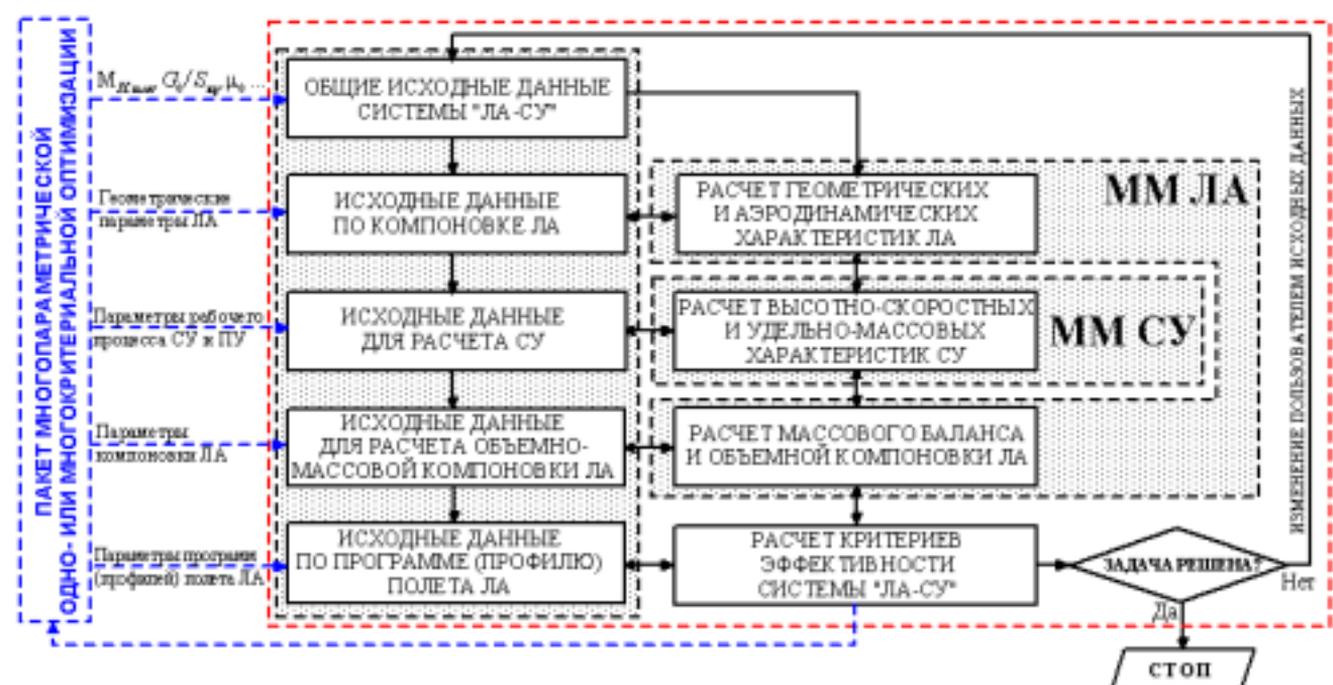


Рис. 4. Структура комплексной математической модели системы ЛА—СУ

вание в ММ ЛА уделено удобству ввода исходных данных, наглядности влияния их изменения на компоновку и общий вид ЛА (рис. 5). ММ позволяет рассчитывать АХ для различных балансировочных схем ЛА, различного расположения крыла и оперения относительно фюзеляжа, простой и сложной формы крыла и оперения в плане, различных схем оперения и шасси и мест расположения СУ на ЛА. Учитывается влияние на поляру самолета отклонения взлетно-посадочной механизации и положения центра масс (ЦМ) ЛА.



Рис. 5. Диалог задания параметров компоновки ЛА для расчета его геометрических и аэродинамических характеристик

Проектирование силовой установки

Вторым основным уровнем проектирования в рассматриваемой КММ (см. рис. 4) является формирование технического облика СУ и расчет ее тягово-экономических и габаритно-массовых характеристик. ММ СУ, являющаяся составной частью КММ, позволяет осуществлять «стендовый» расчет СУ, расчет характеристик элементов, «завязку» контуров (для комбинированных СУ), формирование проточной части и, наконец, расчет габаритных, удельно-массовых и высотно-скоростных характеристик СУ.

Рассматриваются только установившиеся режимы работы двигателя, расчет характеристик осуществляется путем решения системы нелинейных алгебраических уравнений совместной работы элементов СУ методом Ньютона. В ММ применяются

многочисленные ММ элементов СУ, разработанные в ВВИА на кафедре теории авиационных двигателей (рис. 6).

Формирование программы управления (ПУ) СУ осуществляется автоматически после задания предельных и ограничиваемых параметров, причем у исследователя есть возможность свободного перераспределения всех имеющихся управляющих факторов между управляемыми параметрами двигателя, визуального просмотра сформированной ПУ еще до расчета ВСХ, гибкого ее изменения также в режиме диалога.

Задание всех проектных параметров и формирование проточной части исследуемой СУ осуществляется также в диалоговом режиме на ЭВМ (рис. 7) путем последовательного задания исходных данных всех элементов СУ. Следует также отметить, что в ММ, помимо использования рассчитанных «внутренних» характеристик элементов, имеется возможность использования «внешних» характеристик СУ, полученных, например, экспериментальным путем или их расчетом по сторонним программам.

В разработанной ММ СУ рассматриваются только воздушно-реактивные двигатели прямой реакции: одновальные и двухвальные одноконтурные ТРД с форсажем и без; одно-, двух- и трехвальные двухконтурные двигатели, как со смешением потоков контуров, так и без смешения, форсированные и без форсажа, с подпорными ступенями и без них; рассматриваются редукторные схемы ТРДД. Моделируются также комбинированные СУ для гиперзвуковых ЛА: ракетно-турбинные двигатели пароводородной схемы (РТДп) и с изменяемым рабочим процессом (РТДИ), турбопрямоточные двигатели (ТПД) параллельной и тандемной схем и прямоточные ВРД.

Значительное внимание в разработанной ММ СУ уделено корректному расчету свойств рабочего тела (воздуха и продуктов сгорания) и процесса горения в камерах сгорания двигателя, а также расчету свойств различных топлив (углеводородных, криогенных, газовых и пр.).

Объемно-массовое проектирование летательного аппарата

Одним из самых сложных вопросов, решаемых при формировании облика ЛА, является его объемно-массовое проектирование, так как методы математического описания внутренней компоновки самолета наименее изучены и проработаны. Это объясняется трудностью формализации учета весьма большого числа факторов, участвующих в процессе компоновки самолета.

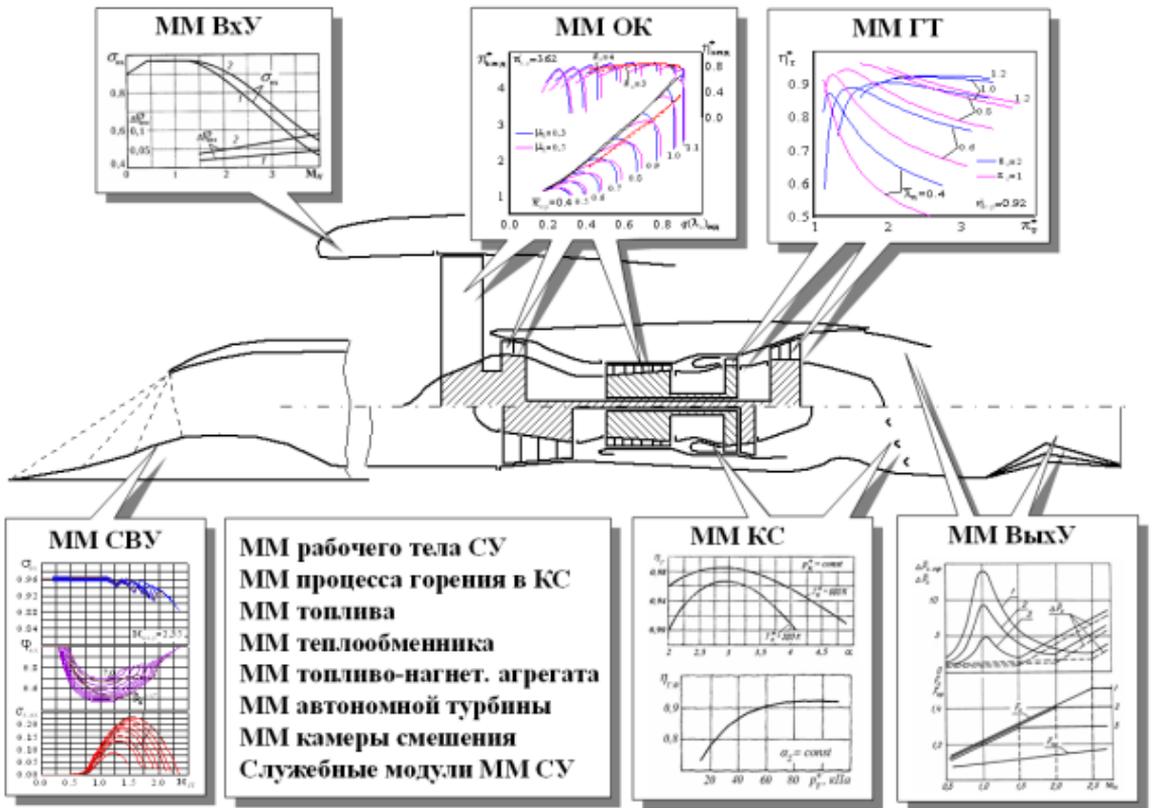


Рис. 6. Математические модели элементов СУ

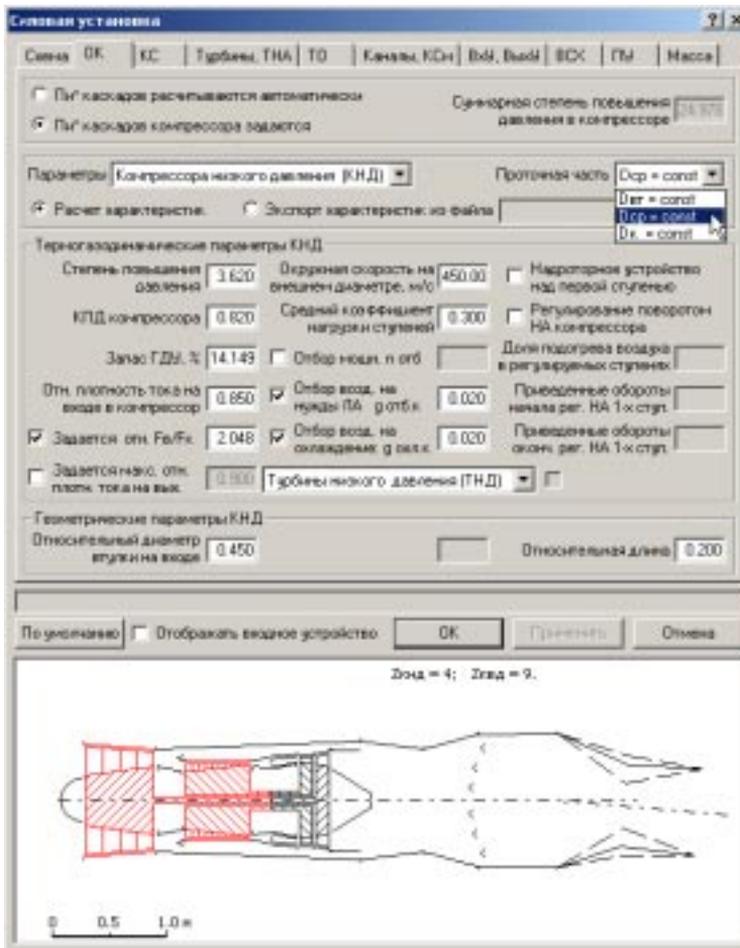


Рис. 7. Диалог задания параметров СУ

Тем не менее в разработанной методологии реализованы основные положения, позволяющие на основе исходных данных, полученных на предыдущих этапах проектирования, с использованием уравнений существования и согласования объемов ЛА осуществлять расчет массы ЛА и его основных частей, массы и объемов топлива и отсека полезной нагрузки, координат ЦМ частей и ЛА в целом.

ММ расчета объемно-массовой компоновки (ОМК) ЛА построена на основе инженерных методов расчета массы и объемов ЛА, которые по сложности расположены между двумя другими методами расчета ОКМ — статистическим и макетированием (последний применяется, как правило, на заключительных этапах разработки нового самолета). Инженерные методы по сравнению со статистическими обладают большей гибкостью и точностью, так как учитывают несравнимо большее количество факторов. В основе инженерных методов расчета массы лежит уравнение существования ЛА, слагаемые которого являются функциями взлетной массы самолета и проектных параметров каждого из элементов ЛА (крыла, фюзеляжа, оперения, шасси и др.).

При расчете масс основных частей планера используется большое количество инженерных методик, в частности приведенных в [1, 4], адаптированных, как правило, для определенного класса самолетов. Задание исходных данных и просмотр результатов ОКМ ЛА осуществляется также в диалоговом режиме, позволяющем в реальном режиме времени внести те или иные изменения в проектные данные самолета.

Расчет параметров движения летательного аппарата

Заключительным этапом процесса формирования облика ЛА является расчет параметров его движения в процессе полета. Целевое назначение ЛА определяет, согласно перечню решаемых им военных или народно-хозяйственных задач, номенклатуру типовых программ и профилей полета, после выполнения которых можно рассчитать те или иные критерии эффективности, характеризующие результат выполнения этих задач.

Расчет траекторных параметров, дальности и продолжительности полета по заданной программе полета, разбега, пробега и т.д. — эти задачи требуют интегрирования системы дифференциальных уравнений. Основная система уравнений, используемая при расчете траекторных параметров, — это система пяти дифференциальных уравнений первого порядка, которая описывает движение ЦМ ЛА без скольжения в вертикальной плоскости. Такой

подход для неманевренных (пассажирских и транспортных самолетов) и ограниченно маневренных ЛА вполне оправдан.

Формирование программ полета осуществляется также в диалоге на ЭВМ в удобном и наглядном виде (рис. 8). К моменту расчета заданных программ полета ЛА известны все необходимые данные: аэродинамические и объемно-массовые характеристики ЛА и ВСХ СУ. Результаты решения задач динамики полета по всем участкам программ полета выводятся для последующего их анализа и поступают в блок расчета КЭ системы ЛА—СУ.

Для каждого из участков полета, кроме взлета и посадки, могут задаваться различные условия или законы изменения параметров. Например, набор высоты и снижение могут осуществляться по законам постоянства числа M , приборной или истинной скорости полета; участок горизонтального полета может осуществляться на заданную дальность, время полета или быть неопределенным, когда требуется найти эту дальность при условии посадки самолета с гарантированным (аэронавигационным) запасом топлива, можно задавать независимо условия и класс ВПП на аэродромах взлета и посадки. Кроме того, для каждого этапа полета индивидуально можно задать режим работы СУ и конфигурацию ЛА (положение его взлетно-посадочных и тормозных устройств).

После завершения расчета всех программ полета рассчитываются КЭ всей системы ЛА—СУ, такие, как дальность и время полета, масса полезной нагрузки, взлетная масса ЛА, пассажирская или транспортная эффективность, экологические параметры и др.

Оптимизация параметров силовой установки по критериям эффективности летательного аппарата

На основе рассмотренной выше КММ системы ЛА—СУ в ВВИА был создан инструментально-программный комплекс (ИПК) «Самолет—Двигатель». Он полностью базируется на рассмотренной методологии формирования технического облика ЛА и СУ и позволяет широкому кругу исследователей ставить различные задачи проектирования двигателей и самолетов и за приемлемое время находить те или иные решения. ИПК «Самолет—Двигатель» создан на алгоритмическом языке Фортран-90.

Программа реализована с применением графического интерфейса пользователя, что подразумевает широкое использование диалогов для взаимодействия с ней пользователя в Windows-оболочке (рис. 5, 7, 8). ИПК «Самолет—Двигатель» может работать в двух основных режимах: в режиме ввода пользователем исходных данных самостоятельно и

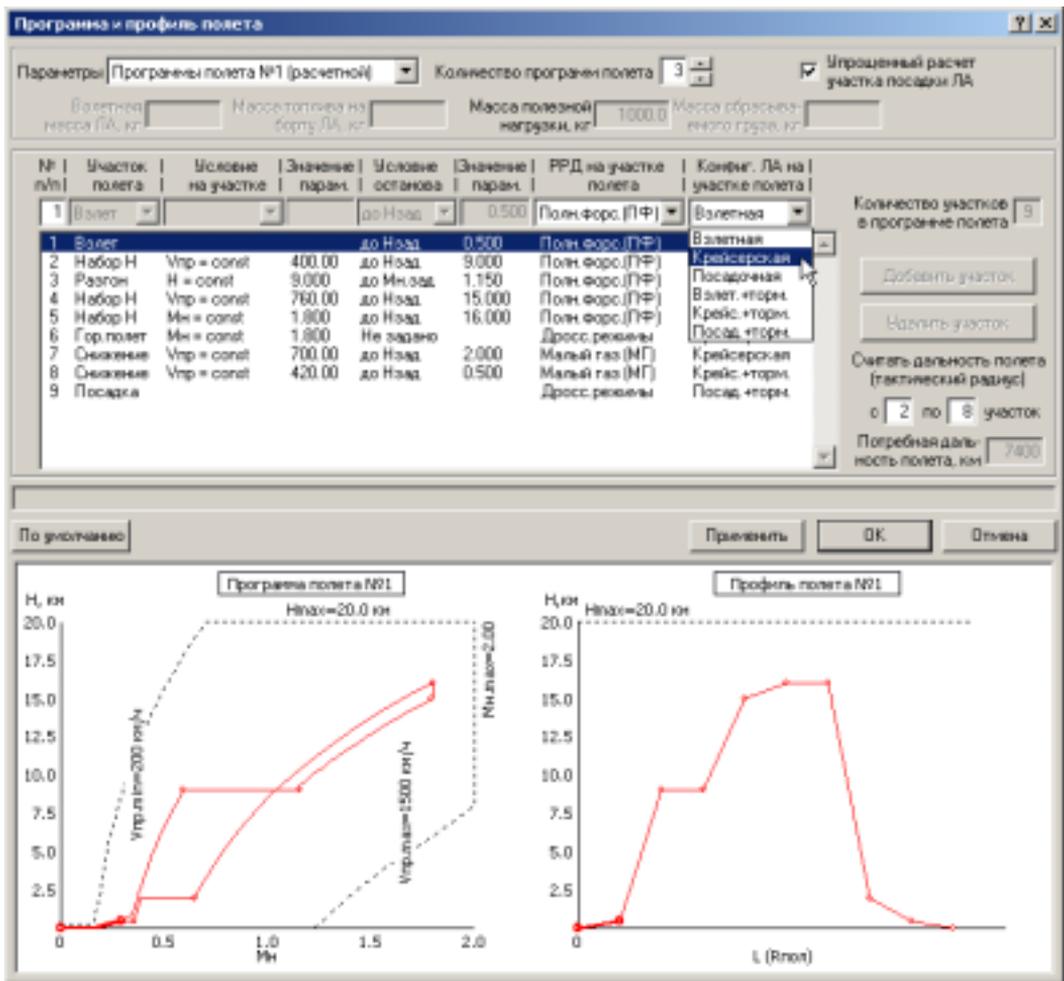


Рис. 8. Диалог задания программ полета ЛА

запуска программы на расчет для каждого варианта; второй режим — работа во время проведения различных оптимизационных исследований (рис. 9), когда диалоги ввода исходных данных не отображаются, а их изменение осуществляется пакетом оптимизации. В этом режиме исследователь видит на экране монитора лишь текущий облик и состояние системы в данный момент времени. При этом пакет оптимизации автоматически, исходя из стратегии поиска решения, осуществляет изменение выбранных исследователем варьируемых параметров, имеющих в файле, в котором записаны настройки проекта системы ЛА—СУ. После завершения текущей итерации оптимизатор автоматически считывает из файлов с результатами расчета значения указанных исследователем критериев эффективности.

При решении ряда практических задач по формированию технического облика СУ ЛА различного назначения была подтверждена высокая эффективность оптимизационных исследований при совместном использовании программы «Самолет—Двигатель» и пакета оптимизации IOSO NM [5]. Этот

пакет использует метод непрямой статистической оптимизации на основе самоорганизации (МНСО), разработанный проф. И.Н. Егоровым.

В частности, автором данной статьи при тесном взаимодействии с рядом ведущих отечественных отраслевых институтов и конструкторских бюро авиационной промышленности были решены задачи по формированию оптимального предварительного технического облика различных схем СУ для ЛА следующего целевого назначения: дозвукового ближне-среднемагистрального самолета (рис. 10), дозвукового среднего военно-транспортного самолета, сверхзвукового административного (делового) самолета (рис. 11), перспективного легкого сверхзвукового истребителя, сверхзвукового ударного самолета (бомбардировщика), гиперзвукового беспилотного ЛА и гиперзвукового маршевого самолета.

Выводы

1. Разработанная на основе предлагаемой автором междисциплинарной методологии формирования технического облика СУ и ЛА комплексная ММ системы ЛА—СУ позволяют рассчитывать па-

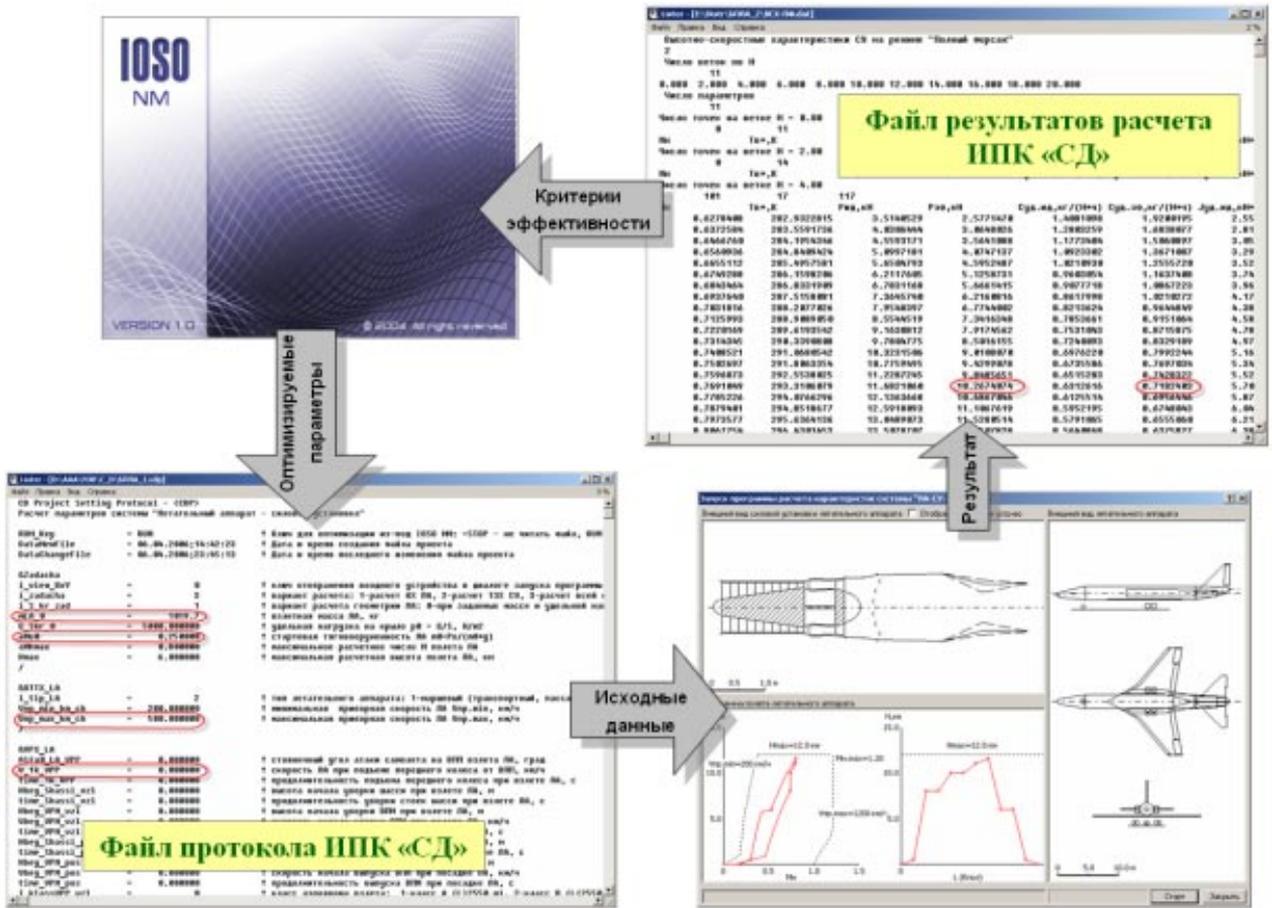


Рис. 9. Взаимодействие ИПК «Самолет—Двигатель» с пакетом оптимизации IOSO NM

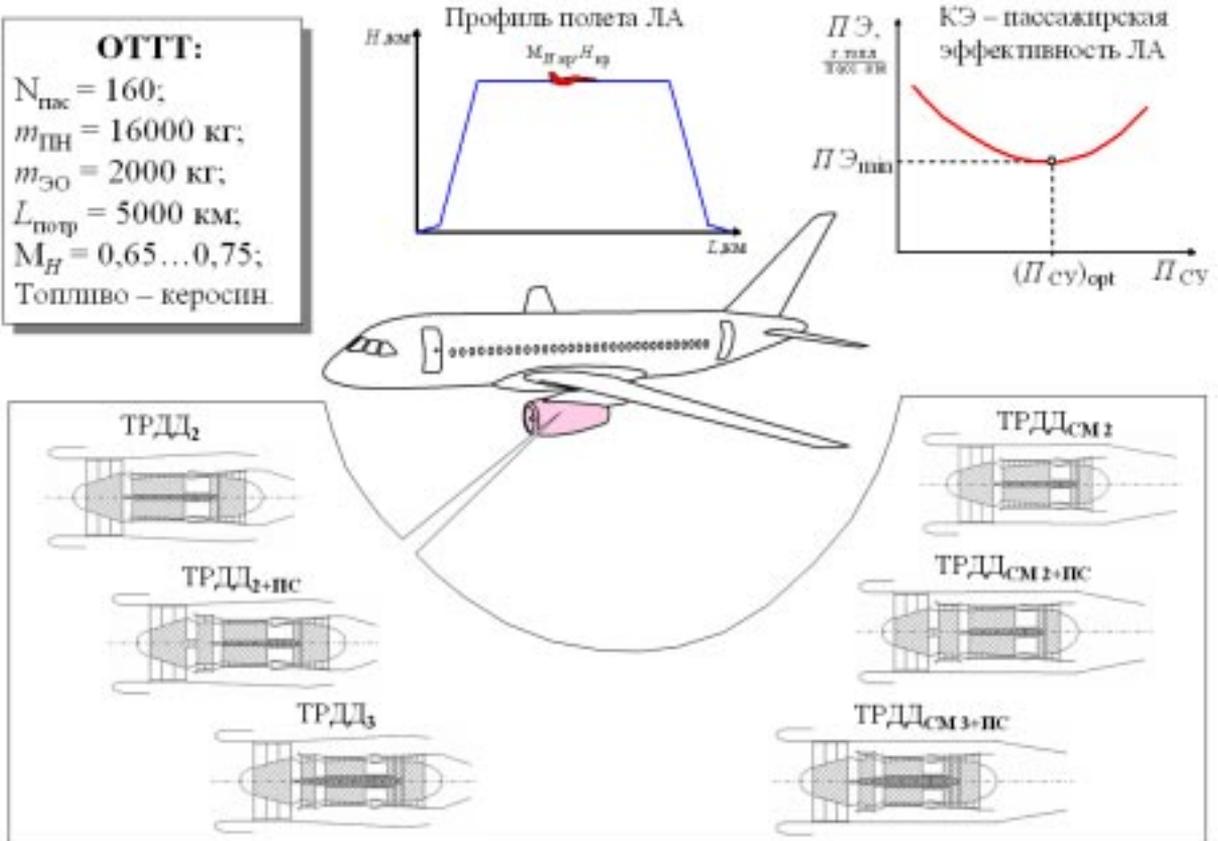


Рис. 10. Постановка задачи оптимального проектирования СУ дозвукового пассажирского самолета

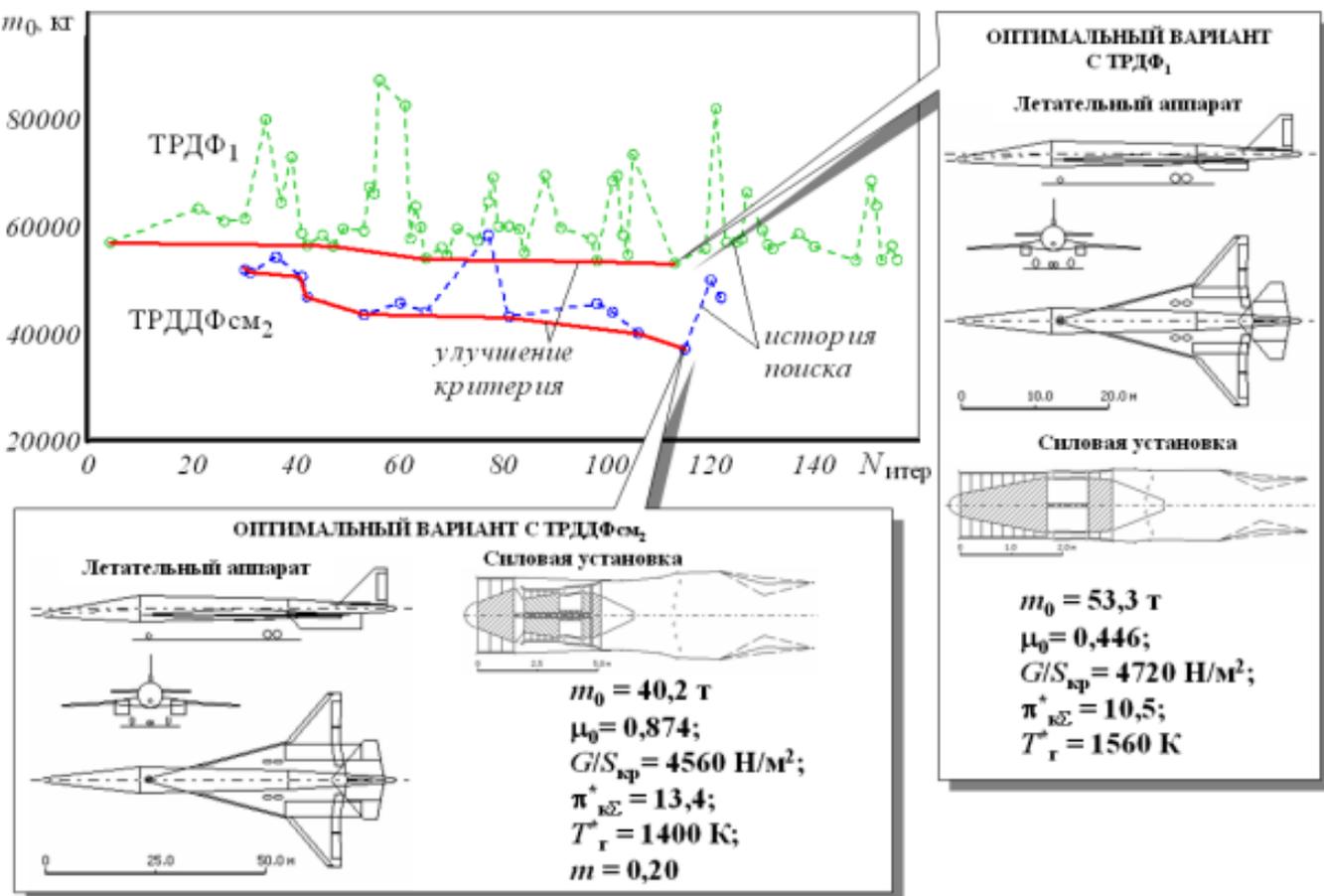


Рис. 11. Пример решения задачи формирования оптимального облика СУ сверхзвукового административного самолета

параметры компоновки и аэродинамические характеристики ЛА, тягово-экономические и габаритно-массовые характеристики СУ различных схем, а также осуществлять объемно-массовую компоновку и рассчитывать показатели эффективности функционирования ЛА.

2. Созданная на базе КММ интерактивная Windows-программа «Самолет—Двигатель» в сочетании с пакетами оптимизации позволяет на этапах НИР эффективно решать задачи по поиску оптимальных технических решений в области создания СУ для ЛА различного целевого назначения.

Summary

A multidisciplinary methodology is suggested for conceptual design of aircraft propulsion systems. This approach is aimed to research stages of aircraft design processes. A composite mathematical model is developed for aircraft-propulsion systems intended to generation of optimal preliminary propulsion design basing on performance indices for various kinds of aircraft.

Библиографический список

1. Проектирование самолетов: Учебник для вузов / Егер С.М., Мишин В.Ф., Лисейцев Н.К. и др./ Под ред. Егера С.М. — 3-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 1983.
2. Луковников А.В. Методология формирования технического облика силовых установок летательных аппаратов // Полет. 2007. № 7. С. 28-38.
3. Гриценко Н.А. Расчет аэродинамических характеристик ЛА: Учебное пособие / Н.А. Гриценко, Е.Д. Икрянников. — М.: Изд. ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1994.
4. Козловский В.И. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов / В.И. Козловский, В.М. Шейнин. — М.: Машиностроение, 1984.
5. Веб-ресурс компании «IOSO Technology Center» — <http://www.iosotech.com>.

ВВИА им. Н.Е. Жуковского
 Статья поступила в редакцию 19.03.2008