

I. ОБЩИЕ ВОПРОСЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ

УДК 621.45.00.11.001.2 : 681.3

Ю. В. Авдошенко, А. Б. Агульник, В. А. Сгилевский

РАЗРАБОТКА И ВНЕДРЕНИЕ САПР ДВИГАТЕЛЯ ВЕРХНЕГО УРОВНЯ

Анализ материалов, посвященных проблемам автоматизации проектирования [1—3], показывает, что в настоящее время не существует унификации требований к САПР. Они разрабатываются применительно к различным типам ЭВМ и разным классам задач, обладают неодинаковой степенью сложности.

Принципы построения любой САПР зависят от ее функционального назначения и специфики этапа проектирования. В работах [2—4] сформулированы общие принципы построения САПР: блочно-модульное построение системы, иерархия входящих в нее подсистем и математических моделей, итеративный подход к синтезу оптимального проекта, информационное единство, непрерывность развития системы при устойчивости основной структуры, рациональное распределение функций в системе человек — ЭВМ и др.

В настоящее время разработчики САПР пришли к заключению о необходимости внедрения принципов интеграции при построении новых систем [5—6].

Интегрированная САПР осуществляет проектирование от ввода первичного описания объекта до выдачи проекта с использованием альтернативного программного обеспечения и системы автоматизации проектирования, позволяющей выбирать совокупность машинных программ применительно к заданному объекту проектирования или классу объектов проектирования.

Одним из главных принципов, закладываемых в основу создания САПР ГТД, является условие разработки двигателя в системе самолета. Как показывает опыт разработки [7], в настоящее время невозможно проводить параметрический анализ

двигателей, ориентируясь только на критерии оценки показателей ГТД, не привлекая широкий набор летно-технических данных, не учитывая целый ряд специфических требований со стороны самолета, не рассматривая подробно условия его эксплуатации.

Для повышения эффективности САПР двигателя верхнего уровня целесообразно комплексы программ, относящиеся к самолету и двигателю, увязывать в рамках этой системы. В этом заключается принципиальное отличие построенной по такой структуре САПР двигателя верхнего уровня от других разработанных систем. Такое построение САПР позволяет осуществлять системный подход при проектировании и доводке двигателя. В этом случае результаты каждого этапа проектирования и доводки двигателя и всех его элементов рассматриваются во взаимосвязи с самолетом, что позволяет выявлять влияние каждого параметра на летно-технические характеристики (ЛТХ) самолета.

Все вышеперечисленные принципы были положены в основу при разработке САПР двигателя верхнего уровня. Система создавалась с привлечением методических разработок, выполненных по данной теме. Технической основой для нее служит машинный комплекс ЕС-1033 и АРМ-М. В качестве базового языка программирования использовался ФОРТРАН-4.

Разработанная САПР двигателя верхнего уровня состоит из двух подуровней.

Первый подуровень представляет собой систему автоматизированного согласования двигателя и самолета, позволяющую в рамках широкого параметрического анализа определять узкую область наивыгоднейших параметров двигателя для определенного типа самолета и формировать техническое задание на двигатель. Оптимальное согласование самолета и двигателя осуществляется в тех случаях, когда конкретное техническое задание (ТЗ) на проектирование двигателя отсутствует.

На первом подуровне используется упрощенная математическая модель двигателя. Высокое быстродействие данной модели двигателя позволяет экономно расходовать машинное время при проведении расчетов с широкой вариацией основных параметров ГТД (тяги, степени двухконтурности, параметров рабочего процесса и т. д.) с целью получения предварительного представления об облике ГТД.

Второй подуровень представляет собой систему комплексных программ, позволяющую на основании ТЗ по уточненным моделям, ориентированным на проектно-конструкторский опыт, выбрать наиболее рациональный по техническим, экономическим и временным критериям облик двигателя и его основные параметры. Число сопоставляемых вариантов ГТД здесь существенно меньше, чем на первом подуровне.

Кроме этих задач использование второго подуровня системы позволяет также решать задачи оценки проводимых в процессе доводки двигателя конструктивных мероприятий по критериям, относящимся непосредственно к двигателю, и по их воздействию на ЛТХ самолета и критерии экономической эффективности.

Переход с первого на второй подуровень осуществляется несколькими управляющими командами, вызывающими соответствующие данному подуровню библиотеки прикладных программ, записанных и находящихся на магнитном диске.

В рассматриваемой САПР самолет представлен моделями, которые относятся к нулевому уровню математического моделирования, т. е. аэродинамические характеристики самолета представлены в виде поляр. Двигатель представлен математическими моделями первого уровня. На этом уровне физические взаимосвязи между параметрами двигателя выражаются общепринятыми уравнениями сохранения расхода, энергии, импульса с привлечением типичных для инженерной постановки задачи допущений.

На первом и втором подуровнях САПР используются разные модули двигателя, которые отличаются друг от друга степенью сложности используемых в них математических моделей двигателя в целом и представлением характеристик его элементов. На втором подуровне используется уточненная модель двигателя.

Основные узлы двигателя (вентилятор, компрессор, турбина) в рассматриваемых моделях представлены в виде характеристик каждого каскада (нулевой уровень).

Выбор облика двигателя и его основных параметров проводится в виде сходящегося итерационного процесса, в котором передача информации от самолета к двигателю и далее к узлам двигателя осуществляется в форме постепенно уточняющихся данных и технических условий (ТУ). По мере уточнения данных ГТД осуществляется коррекция характеристик самолета. Если требования ТЗ на проектирование двигателя не удается обеспечить в рамках допустимых ограничений, то ТЗ на двигатель изменяется.

Применение диалогового режима взаимодействия проектировщика с ЭВМ на различных уровнях проектирования предоставляет возможность принимать решения с учетом таких критериев и факторов, которые не всегда можно заранее предусмотреть и запрограммировать.

Структурная схема системы представлена на рисунке.

В зависимости от постановки задачи и состава исходных данных в систему вводятся следующие три группы данных.

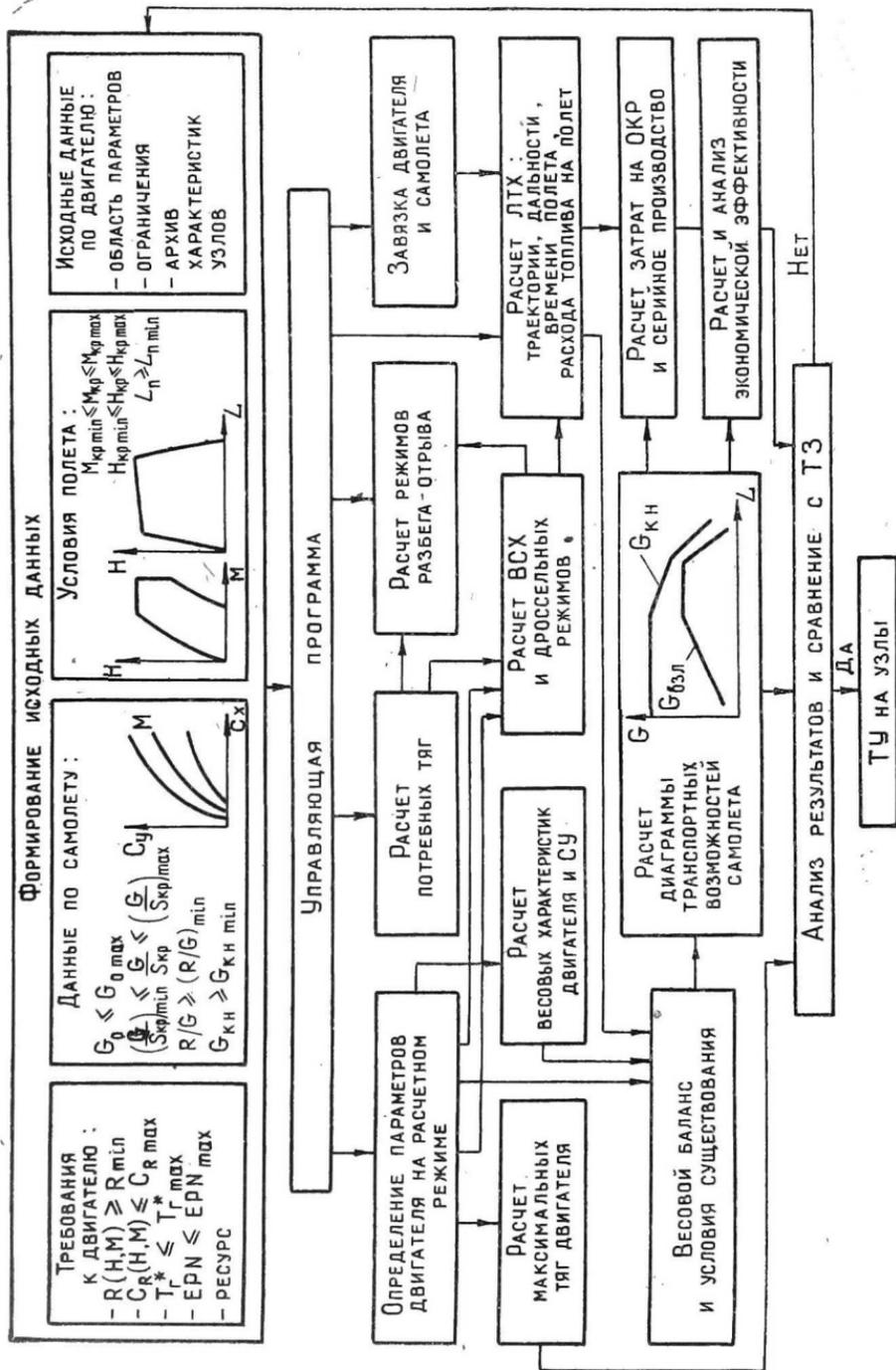


Рис. Структурная схема САПР двигателя верхнего уровня

1. Техническое задание на двигатель:

- потребные значения минимальных гарантированных тяг и максимальных удельных расходов топлива для характерных режимов работы в статических условиях и условиях полета;
- предварительные габаритные размеры двигателя (входной диаметр, длина);
- максимальная сухая масса двигателя;
- требования по ресурсу.

2. Данные по самолету, принятому для оптимизации двигателя:

- основные предварительные характеристики самолета (взлетная масса или нагрузка на крыло, площадь крыла в плане, аэродинамические характеристики и т. д.);
- область эксплуатации двигателя;
- предварительные типовые профили полета;
- требования по обеспечению самолетных нужд (отборы воздуха, мощности на привод агрегатов).

3. Исходные данные по двигателю:

- область расчетных параметров Δm , $\Delta \lambda_{кэ}$, $\Delta \lambda_{в}$, $\Delta T_{г*}$;
- данные по конструкторскому заданию для узлов и систем;
- потери по тракту, к. п. д. элементов;
- ограничения $T_{г*max}$, n_{max} , $\Delta K_{у}$, $F_{вх}$.

Выходной информацией системы служат:

1. Основные параметры рабочего процесса m , $\lambda_{кэ}$, $\lambda_{в}$, $T_{г*}$.

2. Значения критериев: дальности полета, практической дальности полета, коммерческой нагрузки, топливной эффективности, себестоимости перевозки, приведенных затрат и т. д.

3. Значения параметров P^* , T^* , λ по тракту двигателя.

4. Высотно-скоростные и дроссельные характеристики.

Структура рассматриваемой системы содержит:

— систему проектирования, отражающую методологию решения проектных задач и содержащую библиотеки прикладных программ;

— систему автоматизации, содержащую пакет программ математического обеспечения автоматической генерации конкретного набора алгоритмов и реализации решения проектных задач в соответствии с запросом разработчика;

— комплекс программ, автоматизирующий наиболее трудоемкие этапы по подготовке исходных данных и визуализации результатов расчетов с выпуском проектной документации.

В состав системы проектирования входят подпрограммы:

— определения параметров ГТД на расчетном и нерасчетных режимах;

— расчета потребных тяг;

— расчета режимов работы двигателя на участке разбега-отрыва;

- расчета завязки двигателя и самолета;
- расчета весовых характеристик двигателя и силовой установки;
- расчета ВСХ и дроссельных режимов;
- расчета ЛТХ самолета;
- расчета диаграммы транспортных возможностей самолета;
- расчета затрат на опытно-конструкторские работы (ОКР) и серийное производство двигателя;
- расчета экономической эффективности двигателя в составе самолета;
- другие подпрограммы.

Автоматизацию наиболее трудоемких операций по подготовке необходимых для работы системы исходных данных о характеристиках узлов двигателя и по выпуску проектной документации обеспечивают блоки программ*:

- ввода характеристик узлов ГТД с АРМа и передачи на ЭВМ ЕС-1033;
- вычерчивания характеристик узлов ГТД на ЧГА «БЕНСОН»;
- автоматизированного расчета ВСХ ГТД с вычерчиванием результатов расчетов на ЧГА «БЕНСОН».

Система обеспечивает автоматизированный ввод 11 типов характеристик различных узлов ГТД. Автоматизация сокращает время, затрачиваемое на подготовку исходных данных (до 1500 числовых значений), с двух дней до двух часов. Предельная погрешность снятия характеристик не превышает 0,5 мм.

Система автоматизирует выпуск документации по ВСХ ГТД 18 различных схем с 17 возможными законами регулирования при соответствующих ограничениях на программу регулирования. Время расчета ВСХ трехвального ТРДД составляет 1,5 часа. Время вычерчивания 104 графиков ВСХ составляет 10 часов. Ранее на выпуск ВСХ затрачивалось примерно 5 чел.-месяцев.

Из рассмотренных примеров видно, что разработанная САПР двигателя верхнего уровня, внедренная в промышленную эксплуатацию в 1981 году, существенно повышает производительность труда конструктора и предназначена для решения важных практических задач проектирования и доводки ГТД.

Литература

1. Трапезников В. А. Некоторые задачи науки в развитии управляющих систем.— Приборы и системы управления, 1981, № 2.
2. Мишин В. П., Осин М. И. Введение в машинное проектирование летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1978.

* В разработке блоков программ принимали участие М. А. Багрянцева, А. Ф. Гуляева, А. Н. Печенкин.

3. *Моисеев Н. Н.* Математика ставит эксперимент. М.: Наука, 1979.
4. *Биргер И. А.* Основы автоматизированного проектирования.— Изв. вузов. Машиностроение, 1977, № 8.
5. *Гаврилов М. А.* Интегрированные системы—современная тенденция в развитии систем автоматизированного проектирования.— Приборы и системы управления, 1979, № 1.
6. *Рычков Л. А., Кузьмин Б. А.* Принципы построения САПР нового поколения.— Приборы и системы управления, 1979, № 1.
7. *Сгилевский В. А., Тунаков А. П.* Машинное проектирование двигательных установок летательных аппаратов. Итоги науки и техники/ ВИНТИ, Авиационное, 1977, т. 4.

УДК 621.45.00.11—50

А. Н. Коварцев, В. Г. Маслов

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ОБЛАСТИ РАССЕЯНИЯ ИСХОДНЫХ ПРОЕКТНЫХ ДАННЫХ ДЛЯ ВЫБОРА ПАРАМЕТРОВ АВИАЦИОННЫХ ГТД В УСЛОВИЯХ ИХ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ

Одной из особенностей задачи выбора параметров рабочего процесса проектируемого ГТД является неоднозначный, прогнозный характер исходных проектных данных, неопределенность которых, как правило, порождается ненадежностью и недостаточным количеством информации об объекте исследования [1]. В работе [2, с. 111] показано, что при создании СУ отклонение исходных данных от запроектированных значений приводит к значительному проигрышу в эффективности ЛА. Так, например, недобор всех к. п. д. и коэффициентов потерь ТРДД от запроектированных значений в пределах лишь 0,5—1% может привести к проигрышу в технико-экономических показателях до 20—25% [2]. Из этого следует, что детерминированная постановка задачи выбора параметров ГТД может вызвать переоценку (или недооценку) достоинств проекта ЛА и его силовой установки. Однако качество оценки проектных решений можно значительно улучшить, если выбор параметров рабочего процесса ГТД производить с учетом возможного разброса значений исходных проектных данных от запроектированных значений.

Неопределенность исходной проектной информации обуславливает неоднозначность выбора рациональных параметров рабочего процесса ГТД. В этих условиях даже однокритериальная задача оптимизации ГТД по целевой функции $y(x, b)$ становится как бы многокритериальной (здесь x — вектор оптимизируемых параметров рабочего процесса ГТД, b — вектор исходных данных). Для ее решения целесообразно использовать конъюнктивный принцип оптимальности [3], смысл которого заключа-