

ІНФОРМАЦІЙНО-КОМП'ЮТЕРНІ ТЕХНОЛОГІЇ

УДК 378.14:629.7:681.3:658.512.2(045)

Н.С.Кулик, И.И.Гвоздецкий, Е.Н.Карпов, Б.Я.Кудряшов

**ПРИМЕНЕНИЕ ИНФОРМАЦИОННО-КОМПЬЮТЕРНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ
ПРИ ИЗУЧЕНИИ КОНСТРУКТОРСКИХ ДИСЦИПЛИН
В АВИАЦИОННОМ ВЫСШЕМ УЧЕБНОМ ЗАВЕДЕНИИ**

Рассмотрены основные задачи повышения эффективности учебного процесса по конструкторским дисциплинам, решаемые с использованием информационных компьютерных технологий. Приведены перечень разработанных программных продуктов и примеры учебных заданий. Проанализированы направления дальнейшего совершенствования информационных компьютерных технологий в условиях авиационного высшего учебного заведения.

Подготовка специалистов по сертификации, эксплуатации, техническому обслуживанию и ремонту авиационной техники требует глубоких и обширных знаний конструкции и технологии изготовления авиационных двигателей и воздушных судов.

К учебным дисциплинам конструкторского направления, читаемым на кафедре авиационных двигателей Национального авиационного университета, относятся профилирующие дисциплины "Теория авиационных двигателей", "Конструкция и прочность авиационных двигателей", "Системы автоматического управления авиационными газотурбинными двигателями", "Конструкция и эксплуатация авиационного двигателя конкретного типа". Особенностью научного содержания этих дисциплин является большой объем статистических данных о параметрах рабочего процесса авиационных двигателей, сведений о вариантах сложных конструкторских решений и мотивации их принятия. В результате изучения этих дисциплин студенты должны получить навыки применения приобретенных знаний при решении конкретных сложных инженерных задач. Это достигается при выполнении курсовых работ и курсовых проектов по каждой из перечисленных учебных дисциплин.

Завершающим этапом образования в высшем учебном заведении является разработка дипломного проекта, по результатам защиты которого присваивается квалификация специалиста.

Дипломный проект, выполняемый на кафедре авиационных двигателей Национального авиационного университета, охватывает широкий спектр знаний. При подготовке к дипломному проекту студенты должны опираться на мировой уровень развития летательных аппаратов и авиационных двигателей. Достижения в этой области характеризуются статистическими данными о разработке конструкций, производстве и эксплуатации авиационных двигателей для воздушных судов различных сфер применения. Для сбора и обобщения таких статистических данных необходимо обработать большой объем цифровой и графической информации.

Разработка конструкции типового двигателя, предназначенного для будущего самолета заданного назначения, начинается с теоретического проектирования. Эта стадия фактически является главной в содержании дипломного проекта. Основными этапами (разделами) теоретического проектирования являются [1]:

- согласование двигателя с самолетом (определение наиболее приемлемого типа двигателя, его тяги и основных параметров, дающих оптимальные характеристики системы "летательный аппарат – двигатель");

- выбор потребного уровня основных параметров термодинамического цикла и показателей совершенства будущего двигателя;
- определение "облика" двигателя (рациональный выбор формы проточной части газотурбинного двигателя, согласование компрессоров и турбин, выбор числа их ступеней, определение общих габаритных размеров двигателя и размеров его проточной части в характерных сечениях);
- расчетно-теоретическую оценку прочности и надежности основных деталей функциональных узлов двигателя и разработку его функциональных систем.

Процедуру согласования проектируемого двигателя с самолетом можно представить в виде схемы, показанной на рис. 1. Этот этап теоретического проектирования требует привлечения и обобщения большого объема информации (графической и цифровой) в области авиационного двигателестроения и самолетостроения.

Примечание. В схеме приняты следующие аббревиатуры и условные обозначения: для обозначения типа двигателей: ТРД - турбореактивный двигатель; ТРДД - двухконтурный турбореактивный двигатель; ТРДДФ - ТРДД с форсажной камерой; ТВД - турбовинтовой двигатель; для обозначения параметров рабочего процесса: π_x , π_v - степень повышения давления воздуха в двигателе и вентиляторе соответственно; T_g^* - температура газов перед турбиной; m - степень двухконтурности двигателя; для обозначения размеров двигателя при заданной тяге двигателя на взлетном режиме $P_{взл}$: F_v , F_k , F_c - площади мидельного сечения вентилятора, компрессора и реактивного сопла соответственно; для обозначения удельных параметров двигателя, используемых в качестве критериев оптимизации при исследовании на уровне двигателя и самолета: $c_{уд}$, $P_{уд}$ - удельный расход топлива и удельная тяга двигателя соответственно; $M_{дв}$ - масса двигателя; K - аэродинамическое качество самолета; \uparrow, \downarrow - увеличение и уменьшение параметра соответственно

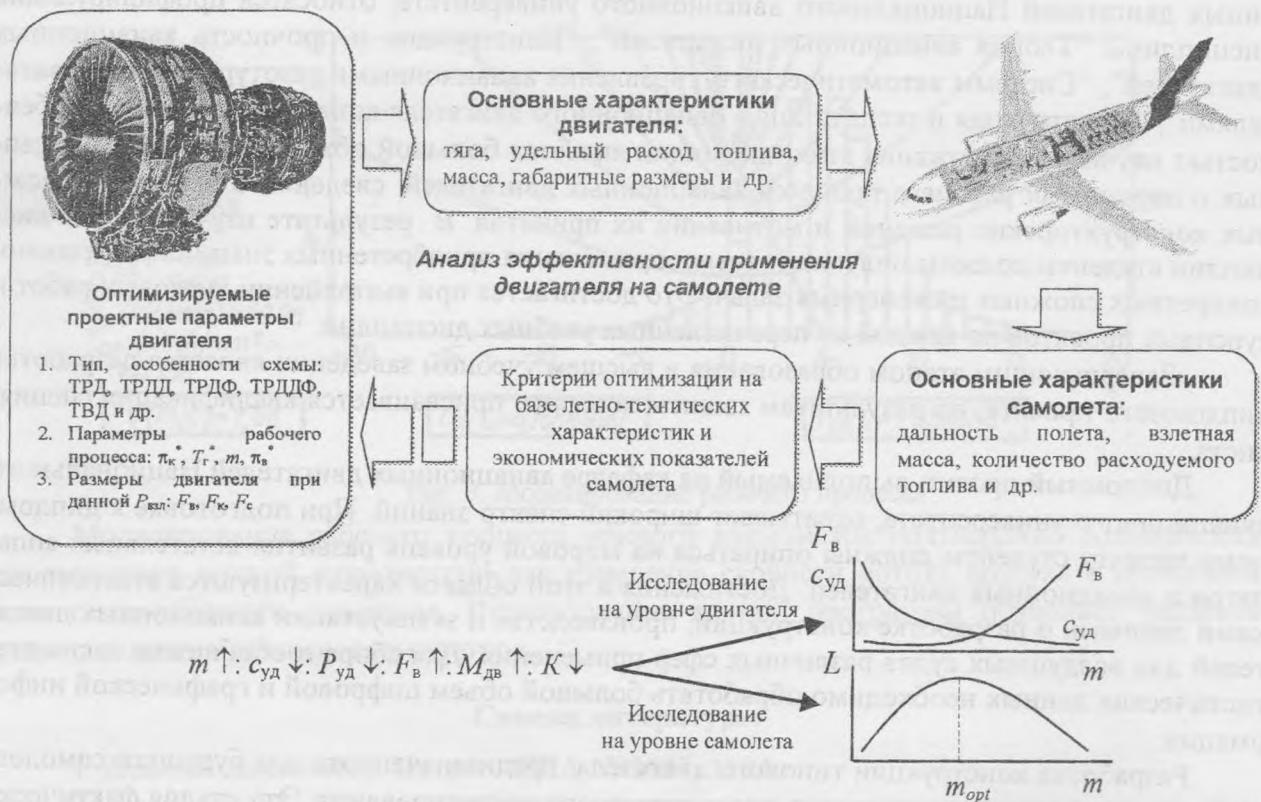


Рис. 1. Схема процедуры согласования двигателя с самолётом

Второй этап теоретического проектирования, выбор и обоснование исходных данных для третьего этапа также требуют объемной работы по сбору и обработке статистических данных.

Выполнение этих важных этапов, опирающихся на массивы статистических данных, значительно упрощается при использовании базы данных компьютерной программы «Ребус». Указанная база данных содержит статистические сведения о более чем 150 самолётах различного назначения и их двигателях. Содержание базы данных, полученное на основе обработки информации литературных источников, постоянно уточняется и пополняется. В последние годы в качестве источника информации для пополнения базы данных всё шире используются публикации зарубежных фирм, помещённые в компьютерной сети Internet.

Компьютерная программа «Ребус» по заданию пользователя выбирает из базы данных сведения о самолётах и двигателях, группируя их по различным признакам: назначению, взлётной массе, дальности полёта, типу двигателей. Пример вывода программой «Ребус» статистических данных о пассажирских самолётах с двухконтурными турбореактивными двигателями взлётной массой от 160 до 180 т приведен в табл. 1. Данные по двигателям (табл.2) могут группироваться программой «Ребус» по заданию пользователя в соответствии с их типом, величиной тяги (для турбовинтовых и турбовальных - мощности) и степени двухконтурности.

Таблица 1

Основные технические данные самолётов с турбореактивными двухконтурными двигателями, близких по взлётной массе к проектируемому

Показатель	Тип воздушного судна						
	A 300-600	A 300-B4-200	B 767-300ZR	DC 8-63	DC 8-73	L 1011-1	Ил-62М
Страна изготовитель	Fr, Br, G	Fr, Br, G	USA	USA	USA	USA	СССР
Взлётная масса, т	165,0	165,0	184,6	161,0	161,0	195,0	165,0
Количество пассажиров	305	363	253	259	269	211	168
Дальность полёта, км	3,3	3,3	8,2	5,8	8,4	5,4	7,8
Эшелон, км	12,2	9,7	10,7	10,5	10,2	10,0	11,0
Крейсерская скорость, км/ч	850	920	850	900	940	915	850
Количество двигателей	2хТРДД	2хТРДД	2хТРДД	4хТРДД	4хТРДД	3хТРДД	4хТРДД
Тип двигателя	CF6-80 (JT9D-7R)	CF6-50P (JT9D-59)	PW4056 (RB211-524)	JT3D-7A	CFM56-2-1C/B	RB211-22B	Д-30КУ
Тяга двигателя, кН	258,0	233,0	253,0	84,7	112,0	187,5	112,0
Удельный расход топлива, кг/(Н·ч)	0.0635	0.0780	0.0630	0.0810	0,0673	0.0652	0.0760

Основная часть третьего этапа (определение «облика» двигателя) и четвёртый этап (расчетно-теоретический) связаны с громоздкими расчётно-вычислительными и графическими работами. В связи с этим были разработаны программы, которые используются студентами при выполнении домашних заданий, курсовых проектов и дипломных проектов. Пример результатов расчета пусковой системы газотурбинного двигателя, выполненного по разработанной программе, показан на рис.2. Поскольку методика этого расчёта предусматривает значительный объём вычислений, последовательное выполнение ряда условий, что сопряжено с необходимостью построения графиков, характеризующих протекание процесса запуска газотурбинного двигателя, наиболее приемлемой средой программирования для этих целей нами была признана среда «Mathcad-8». В этом случае студент легко усваивает инструкцию по

вводу исходных данных, имеет возможность делать необходимые корректировки в задаваемых исходных данных в процессе расчёта, оперативно строить и анализировать графики, получаемые в процессе расчёта. При этом среда программирования "Mathcad-8" обеспечивает хорошую наглядность представления результатов, удобство их анализа благодаря возможности совмещения на одном рисунке графиков нескольких различных функций. Указанные преимущества еще нагляднее проявляются при выводе графиков на цветной дисплей ПЭВМ.

Таблица 2

Основные технические данные двигателей-прототипов

Марка двигателя	S	P	G	Y	T	P1	C1 / C2	F	M
RCO-43П	Bg	100.0	170	0.60	1330	15.8	0.0602 / 0.0760	4+4п+9+Тр-К+1+2	2320
НК-8-4	SU	103.0	214	1.00	1250	10.8	0.0630 / 0.0780	4+6+К+1+2	2500
НК-8-2у	SU	103.0	228	1.05	1250	10.7	0.0591 / 0.0770	2+2п+6+К+1+2	2350
Д-30КУ	SU	108.0	269	2.40	1405	20.0	0.0494 / 0.0650	3+11+Тр-К+2+4	2500
Д-30КУ-154	SU	108.0	283	2.45	1400	19.6	0.0500 / 0.0650	3+11+Тр-К+2+4	2500
СМР-56	USA	112.5	385	5.70	1540	26.6	0.0360 / 0.0644	1+3п+9+Тр-К+1+4	2183
Д-30КП	SU	118.0	290	2.45	1420	20.0	0.0500 / 0.0650	3+11+Тр-К+2+4	2500

Примечание. S – страна-изготовитель; P – тяга, кН; G – расход воздуха, кг/с; Y – степень двухконтурности; T – температура газов перед турбиной, К; P1 – суммарная степень повышения давления; C1/C2 – удельные расходы топлива на взлетном/крейсерском режимах, кг/(Н·ч); F – конструктивная формула двигателя; M – масса двигателя, кг.

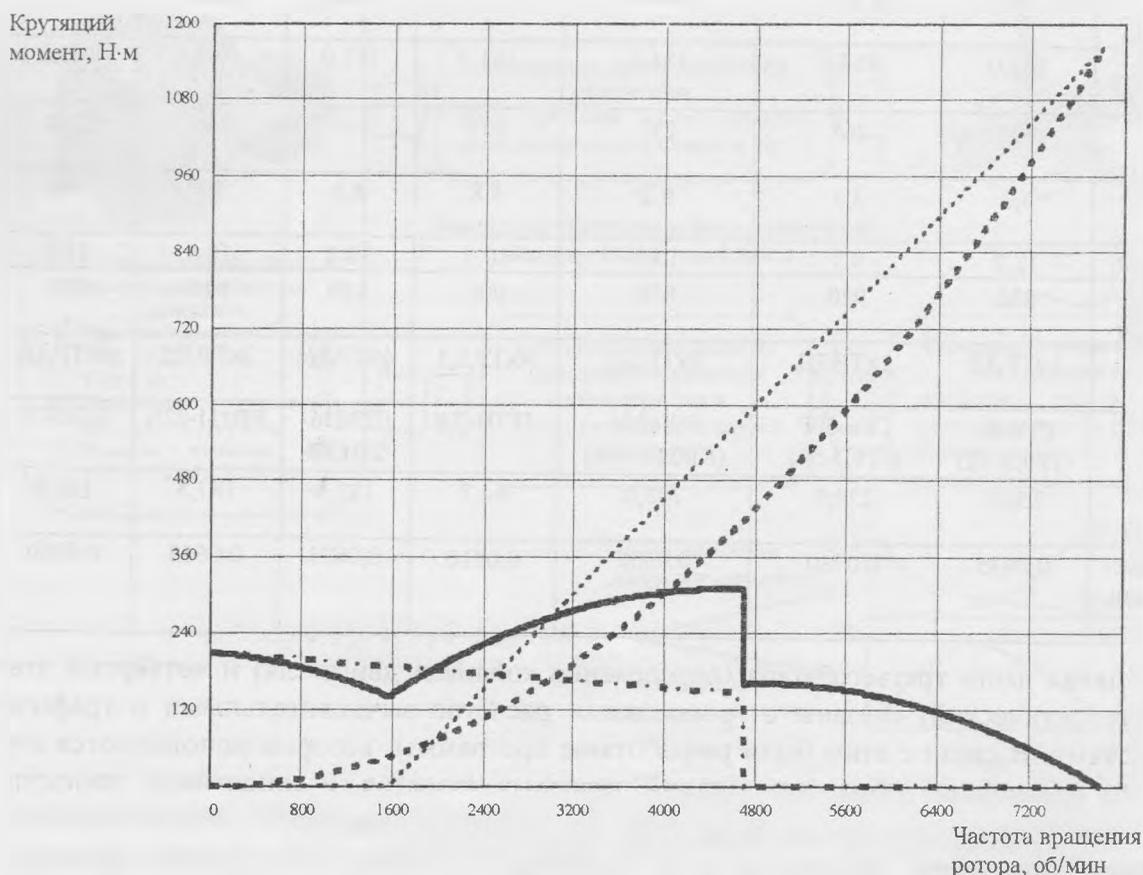


Рис.2. Пример результатов расчёта пусковой системы авиационного двигателя :
 момент, развиваемый турбиной, M_T ; - - - - - момент сопротивления вращению ротора M_{cv} ; ——— момент ускоряющий M_n ; - · - · - момент, развиваемый пусковым устройством, $M_{пу}$.

Важным элементом обучения авиационных специалистов является самоконтроль и контроль уровня обученности. При этом должен соблюдаться ряд принципов, среди которых основными являются объективность и непрерывность контроля. С этой целью разработан комплекс тестов для рубежного контроля знаний на ПЭВМ по некоторым дисциплинам. В табл. 3 перечислены программы расчётов по газотурбинным двигателям, используемые студентами при выполнении различных учебных задач. Опыт применения контролирующих программ показывает, что для лучшего восприятия студентами контрольных вопросов и быстрого ввода ответов важно, чтобы эти программы по всем близким по содержанию дисциплинам были бы созданы в единой среде программирования. Этим, в частности, объясняется выбор среды программирования ADONIS при разработке обучающих программ по нескольким различным дисциплинам, которые изучаются студентами на протяжении двух лет.

Таблица 3

Программы, разработанные для выполнения курсовых и дипломных проектов и контроля знаний

Наименование разработки	Дисциплина	Вид занятий	Курс	Среда программирования
Расчет диска на прочность	Конструкция и прочность двигателей	СРС, ДЗ, КП, ДП	4, 5, 6	BASIC
Термодинамический расчёт газотурбинного двигателя	Теория авиационных двигателей	СРС, ДЗ, КП, ДП	4, 5, 6	Mathcad8
Газодинамический расчёт газотурбинного двигателя	Конструкция и прочность двигателей	СРС, ДЗ, КП, ДП	4, 5, 6	Mathcad8
Газодинамический расчёт ступени турбины	Конструкция и прочность двигателей	СРС, ДЗ, КП, ДП	4, 5, 6	Mathcad8
Расчёт диска турбины на прочность	Конструкция и прочность двигателей	СРС, ДЗ, КП, ДП	4, 5, 6	Mathcad8
Расчёт пусковой системы газотурбинного двигателя	Конструкция и прочность двигателей	С.Р.С., ДЗ, КП, ДП	4, 5, 6	Mathcad8
Комплект тестов рубежного контроля знаний по дисциплине	Конструкция и прочность двигателей	Рубежный контроль знаний	4	ADONIS
Комплект тестов рубежного контроля знаний по дисциплине	Системы автоматического управления газотурбинным двигателем	Рубежный контроль знаний	4	ADONIS
Комплект тестов рубежного контроля знаний по дисциплине	Теория авиационных двигателей	Рубежный контроль знаний	3	ADONIS

Примечание. СРС - самостоятельная работа студентов; ДЗ - домашнее задание; КП - курсовое проектирование; ДП - дипломное проектирование.

Значительной частью курсовых и дипломных проектов являются графические работы: конструктивно-компоновочные схемы двигателя, конструктивные чертежи узлов, изображение схем функциональных систем двигателей. Для выполнения этих трудоемких работ на кафедре авиационных двигателей Национального авиационного университета создана

библиотека примитивов в среде Autocad, позволяющая компоновать как чертежи проектируемых двигателей, так и схемы их функциональных систем. В качестве примера на рис. 3 показана схема топливной системы двигателя, выполненная в среде Autocad в рамках дипломного проекта.

Реальный процесс проектирования авиационного двигателя требует больших временных и людских ресурсов. Так, по зарубежным данным, на создание нового двигателя для истребителя требуется до 12 – 14 лет [2]. На стадиях разработки эскизного и технического проектов участвует большой коллектив конструкторов, технологов, металлургов и других специалистов. С каждым годом задачи, решаемые конструкторскими коллективами, становятся все более и более сложными. В мировой практике авиационного двигателестроения уже десятки лет используют системы автоматизированного проектирования двигателей.

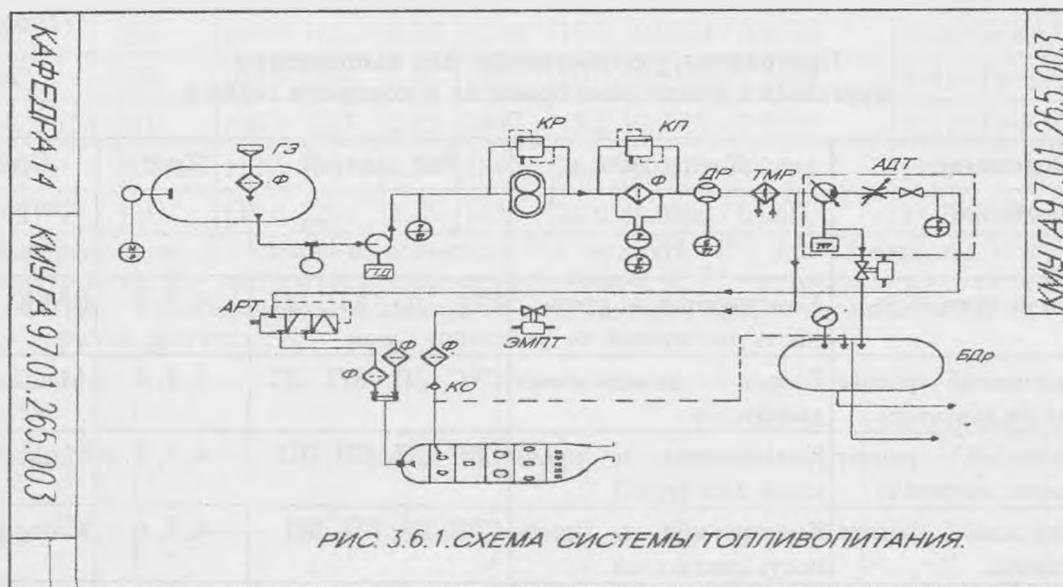


Рис. 3. Пример выполнения принципиальной схемы топливной системы в среде Autocad

Созданию и развитию САРП в нашей стране и за рубежом придается очень большое значение. Отдельные вопросы подготовительного характера реализуются в решении частных задач: в автоматизированном (машинном) проектировании дисков, двигателя, роторов турбин, в согласовании облика самолета и двигателя, в различных графоаналитических подсистемах, в расширении применения графических автоматов, в подготовке технической документации.

Таким образом, можно считать, что применение в учебном процессе изложенных разработок при выполнении курсового и дипломного проектирования способствует более быстрой адаптации будущих специалистов к условиям практической работы, в частности, в конструкторских организациях. Практическое использование элементов системы автоматизированного проектирования авиационных двигателей в процессе изучения учебной дисциплины повышает интерес студентов к ней и способствует более качественному ее усвоению.

Список литературы

1. *Теория* и расчет воздушно-реактивных двигателей/Под ред. С. М. Шляхтенко.- М.:Машиностроение, 1987.
2. *Конструкция* и проектирование авиационных газотурбинных двигателей /Под ред. Д. В.Хронины.- М.:Машиностроение, 1989.