

ВЛИЯНИЕ УЧЕТА РАЗЛИЧНЫХ ФАКТОРОВ НА АДЕКВАТНОСТЬ МОДЕЛИРОВАНИЯ ГТД В КОМПЬЮТЕРНЫХ СРЕДАХ




Кривошеев И.А., Иванова О.Н.

Уфимский государственный авиационный технический университет, г.Уфа

В настоящее время анализ и синтез математических моделей двигателей производится в объектно-ориентированных компьютерных средах. Среди них системы термозагазодинамического моделирования ГТД: GASTURB 8.0 for Windows (университет г.Мюнхен, Германия), GECAT (университет штата Алабама, США), The Java Gas Turbine Simulator (университет г.Толедо, США), ГРАД (КГТУ-КАИ, Россия), DVIG (УГАТУ, Россия). Все эти системы позволяют формировать модели двигателей из моделей узлов, связывая их различным образом с использованием информационной технологии передачи «поточков» данных (имитирующих потоки вещества, энергии и т.д.). Под управлением решателя модель ведет себя как имитационная.

При выборе системы обычно обращают внимание на степень адекватности моделей. Данный вопрос является нетривиальным, поскольку важно, на какой стадии жизненного цикла ГТД используется модель. Чаще всего речь идет об этапе доводки, при этом модель идентифицируется по результатам испытаний и по ним же определяется ее степень адекватности. Сложнее обстоит дело с определением понятия адекватности, если модель используется в процессе проектирования. В соответствии с логикой системного проектирования на ранних стадиях в моделях используется (и учитывается) ограниченное количество параметров. Если судить об адекватности такой модели, сравнивая с параметрами реального двигателя, то это все равно, что сравнивать две модели разного уровня детализации, с разным числом учитываемых факторов. В более «грубой» модели значения неучитываемых факторов еще просто не определены, поэтому задача сравнения теряет смысл. До тех пор, пока фактор не учитывается в модели, он играет роль случайного («белый шум») и может быть причиной отклонения модельного и экспериментального значений параметров. В случае малой погрешности модели это может быть результатом того, что неучтенный фактор случайно принял такое значение, когда он мало повлиял на адекватность.

В соответствии с CALS-технологией следует рассматривать модель двигателя в процессе проектирования как непрерывно развивающуюся, многоуровневую (в виде дерева проекта). Структура семейства математических моделей, используемых на различных стадиях разработки двигателя, представлена на рис.1, она учитывает ряд аспектов (функциональный, конструкторский, технологический, эксплуатационный и т.д.), последовательное включение учета различных факторов (пространственные координаты, время и т.д.). Логика использования и развития модели определяется логикой процесса проектирования двигателя. Модель в виде дерева проекта (в среде PDM) иерархична. Такая же иерархичность присуща обобщенным деревьям типовых функциональных (ФЭ), конструкторских (КЭ) и технологических (ТЭ) элементов. В свою очередь, модель каждого такого структурного элемента (СЭ) в дереве проекта также поэтапно формируется из фрагментов. Эти фрагменты образуют иерархическую библиотеку – модель каждого типового СЭ. Иерархия в каждой такой библиотеке организована в соответствии с последовательностью принятия решений при проектировании технических систем (основная функция; принцип действия; динамизм; управляемость и т.д.).

В процессе разработки новой версии системы DVIgw (для Windows) был проведен анализ влияния учета различных факторов (учет тепловых потерь, переменности характеристик рабочего тела и топлива, масштабный фактор, размерность, нестационарность) на степень адекватности моделей узлов и различных схем двигателей. Показана логическая последовательность введения в модели учета этих факторов на разных стадиях проектирования двигателя. Все прочие факторы, не учтенные на данный момент, рассматриваются как случайные воздействия, что позволяет ввести учет стохастичности. Все входные и выходные параметры, а также передаваемые по потокам рассматриваются как мат. ожидания и снабжены признаком, характеризующим случайную составляющую. Она может характеризоваться дисперсией S , среднеквадратическим отклонением σ или доверительным интервалом Δx . С использованием сетевого метода представления внутренней структуры модулей показана возможность расчета погрешностей выходных параметров (модулей) при известной погрешности задания входных параметров. Общая структура модели СЭ (объекта) в сетевом представлении показана на рис. 2, где  - набор данных объекта (БД),  - набор режимных данных объекта (характеристика), \bigcirc - узел сети (характеризуется оператором p), \bullet - хранимое, считываемое или записываемое (в БД) значение, \uparrow - ребро промежуточных состояний (в алгоритмах) параметра, \rightarrow - ребро воздействия $\varphi(x)$ параметра x на параметр y ,  - алгоритм (M), \dashrightarrow - запрос из БД другого объекта или запись в БД другого объекта.

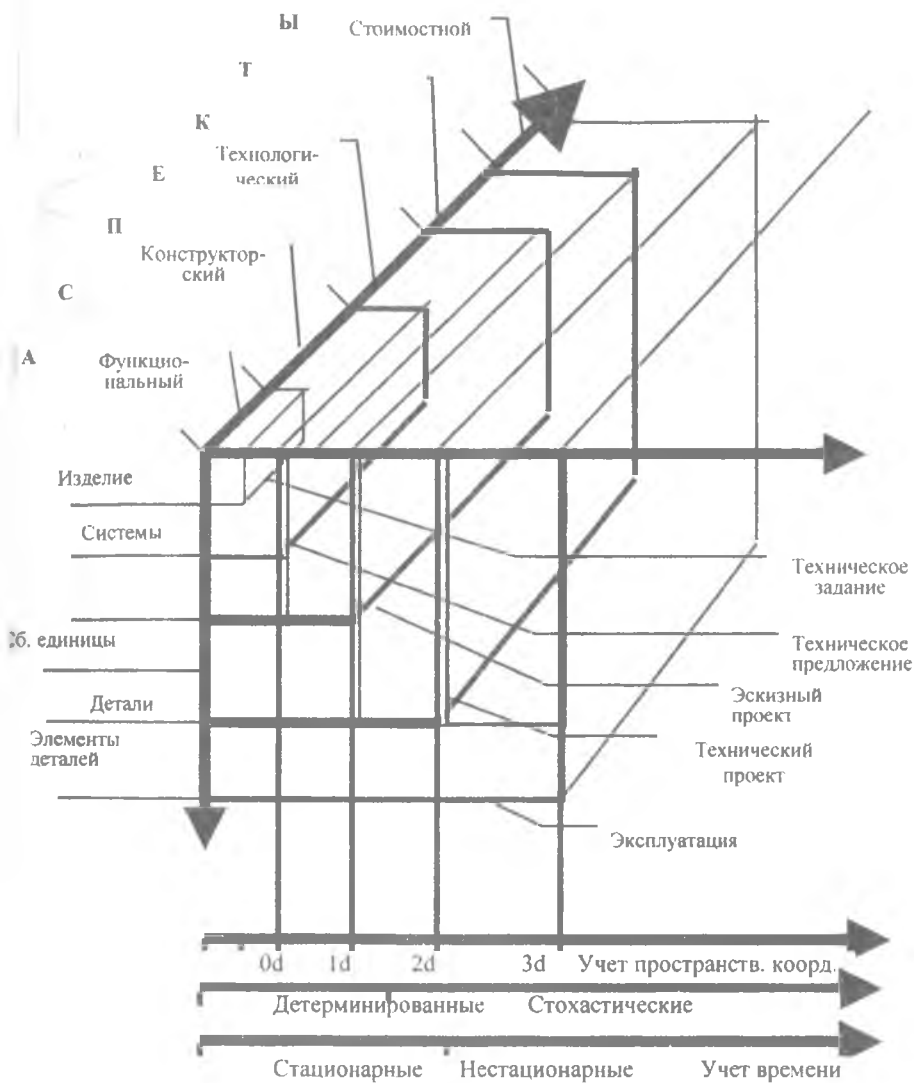


Рис.1 Структура семейства математических моделей СЭ (объектов), используемых на различных стадиях разработки двигателя

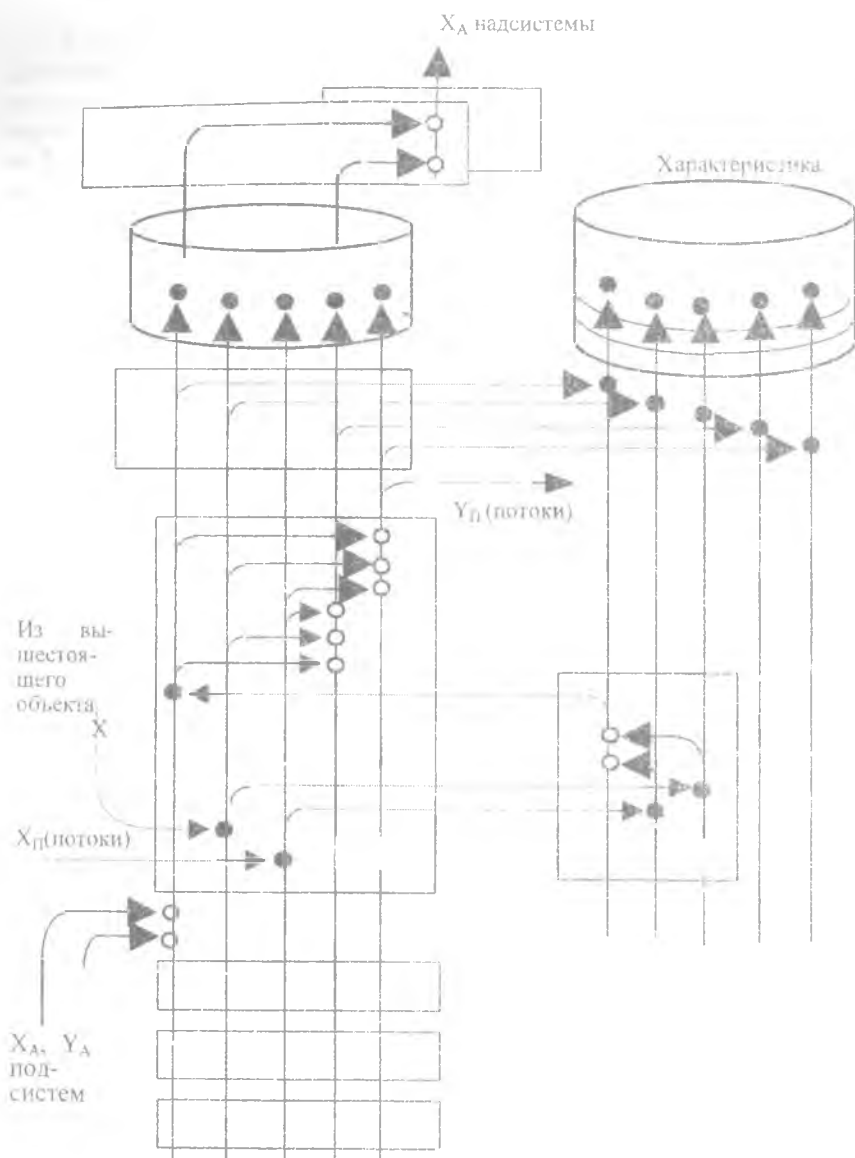


Рис.2. Общая структура модели СЭ (объекта)
в сетевом представлении

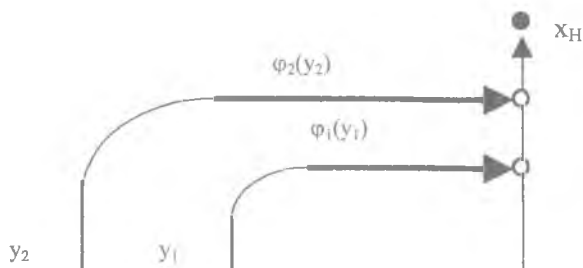


Рис. 3. Фрагмент сети в модели двигателя

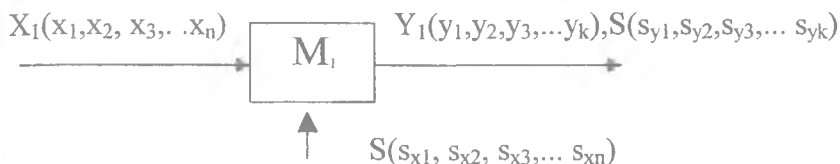


Рис. 4. Схема влияния «шума» неучтенных факторов на дисперсию выходных параметров модели

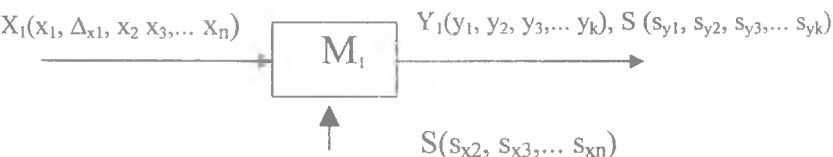


Рис. 5. Схема учета влияния величины отклонения фактора x_1 на отклонения выходных параметров модели

Каждому узлу сети соответствует рекуррентный оператор вида: $y := P[y, F(x)]$; где $F(x)$ - функционал воздействия фактора x на выходную величину y . В зависимости от вида оператора P узлы могут быть типа «сумматор» \oplus $y := y + F(x)$, «произведение» \otimes $y := y \cdot F(x)$ или типа «оператор» Θ (более сложный, чем предыдущие), например, $y := y^{F(x)}$.

Так, величина y_k внутри алгоритма изменяется по «цепочке» узлов «1» и «2»:

$$1: y_k := y_k + F(x_5);$$

$$2: y_k := y_k \cdot F(x_4).$$

Нетрудно связать дисперсию выходных параметров с дисперсией входного фактора: $S_{y_i} = (\partial y_i / \partial x_1) \cdot S_{x_1}$. В случае, когда отклонения имеют ряд входных факторов, чаще всего дисперсия суммируется: $S_{y_i} = \sum (\partial y_i / \partial x_j) \cdot S_{x_j}$. Если речь идет о среднеквадратичных отклонениях, то

$$\sigma_{y_i} = \sqrt{\sum (\partial y_i / \partial x_j)^2 \sigma_{x_j}^2}. \text{ Такой анализ справедлив для любого модуля (узла,}$$

детали) в процессе проектирования двигателя и его результаты должны храниться и учитываться как в отдельном модуле, так и для составной модели. Такие результаты тоже можно получать специальным расчетом или вводить алгоритм определения дисперсий (среднеквадратических отклонений, доверительных интервалов) в составной модели по дисперсиям параметров в модулях.

Анализ степени адекватности моделей по эксперименту (на этапе доводки) при этом приобретает другой смысл. Обычно используют идентификацию, чтобы подобрать значения ряда «свободных» параметров модели.

Во вновь предложенной технологии сравнивается фактическая дисперсия (или отклонение от эксперимента) той, которая должна иметь место с учетом известной (по характеристикам системы измерений и характеристикам объекта) дисперсии учитываемых входных факторов. Если эти отклонения больше чем расчетные, то выявляется, по какому (каким) выходному параметру (допустим, по y_1). Далее, рассматривая сетевую структуру модели (модуля) вида рис. 3, выявляют дополнительный фактор (x_r), который мог бы влиять на этот выходной параметр. Путем анализа физических (регулярных) основ модели выделяют функцию влияния x_r на y_1 : $\phi(x_r)$ в виде «добавки», множителя или более сложного оператора. Тогда в сети (рис. 4) вводится дополнительный узел, которому соответствует рекуррентный оператор вида $y_1 := y_1 + \phi(x_r)$, который добавляется на выходе алгоритма соответствующего модуля. После этого производится новый численный расчет с помощью модели и анализ отклонений (дисперсии). Если теперь дисперсия согласуется с расчетной, то уточнение алгоритма модуля и модели в целом произведено правильно. Иначе поиск неучтенных факторов продолжается.

Рассмотрим пример такого анализа с использованием результатов создания базы данных отечественных ГТД в среде DVIGw. В этой базе приведены основные параметры рабочих процессов авиационных ГТД,

соответствующие результатам моделирования их в среде DVIGw по выходным данным, собранным из различных литературных источников. На рис.6 приведена математическая модель двигателя РД-9Ф из базы данных отечественных ГТД в компьютерной среде DVIGw. В табл. 1 приведены экспериментальные (полученные при испытаниях) и расчетные (модельные) значения выходных и входных параметров. Погрешность модели мала, но как показано выше, сравнивать такую модель с экспериментом некорректно, и достигнутая точность объясняется тем, что модель формировалась с учетом данных эксперимента.



Рис. 6. Модель двигателя РД-9Ф в системе DVIGw

Таблица 1

	P , Н	$G_{уд}$, кг/Нч	A_T	π_K^*	G_B , кг/с	T_z^* , К	η_T^*
Мо- дель	26125	0,914	0,0019	7,41	42	1115	0,892
Экспе- римент	27500	0,960	0,002	7,8	44	1173	0,890
δ мо- дели	0.05	0,048	0,05	0,05	0,045	0,049	-0,0022

Таблица 2

	δP	$\delta G_{уд} \delta_T$	δA_T
$\delta \pi_K$	0.126	1.909	2.1
δG_B	0.006	0.091	0.099
δT_T	0.006	0.0906	0.099
$\delta \eta_T$	0.0059	0.0906	0.099

В табл.2 сведены коэффициенты влияния (в относительных откло-

нениях) входных параметров модели на выходные параметры, рассчитанные на взлетном режиме. Приняв (для упрощения примера) относительную погрешность входных параметров одинаковой и равной 0,05, получим для выходных данных модели $\delta P = 0.0029$, $\delta G_{уд_T} = 0.0048$,

$\delta A_T = 0.0058$. Такого рода информацией теперь дополнительно характеризуются результаты моделирования и это позволяет проектировщику правильно учитывать доверительные интервалы. Учет стохастичности позволяет проектировщику задавать «допуски» на значения параметров и подбирать не только мат. ожидания «свободных» параметров, но и «допуски» на их значения.

К настоящему времени работа по реализации такой технологии ведется в направлении снабжения МегаСАПР САМСТО возможностью многоуровневого моделирования и разработки оригинальной CASE-технологии для динамического развития моделей СЭ. Отработка такой технологии ведется средствами нынешнего САМСТО, когда новые фрагменты в модели элементов добавляются интерактивно, в режиме визуального программирования.

Таким образом, показано, что методы моделирования ГТД с использованием новых информационных технологий могут быть дополнены учетом погрешностей задания исходных данных и погрешностей алгоритмов модулей. Это позволяет более системно организовать процесс проектирования двигателей, расширяет возможности организации параллельного проектирования.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования РФ.

Список литературы

1. Чуян Р.К. Методы математического моделирования двигателей летательных аппаратов. - М.: Машиностроение, 1988.-288 с.
2. Кузьмичев Д.А., Радкевич И.А., Смирнов А.Д. Автоматизация научных исследований: Учебное пособие.- М.:Наука,1983.-392с.
3. Маслов В.Г., Кузьмичев В.С., Коварцев А.Н., Григорьев В.А. Теория и методы начальных этапов проектирования авиационных ГТД /Под ред. Маслова В.Г. –Самара: СГАУ, 1996. - 147 с.
4. Проектирование авиационных газотурбинных двигателей / Под ред. А.М.Ахмедзянова. - М.: Машиностроение, 2000.- 454 с.
5. Математические модели авиационных двигателей произвольных схем (компьютерная среда DVIG): Учебное пособие / Под ред. проф. Ахмедзянова А.М. Уфа: изд. УГАТУ,- 1998. – 128 с.