

УДК 621.431.75

И. А. КРИВОШЕЕВ

## СИСТЕМНОЕ ФУНКЦИОНАЛЬНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ В СОСТАВЕ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА



Рассматривается возможность формализации и компьютерной поддержки системного проектирования двигателя в составе модели летательного аппарата. Приводятся разработанные методы и средства системного имитационного моделирования, поддержки принятия решений. Апробация разработанных средств приведена на примере проектирования силовой установки для самолета-штурмовика (аналог Су-25 и двигатель Р-195). *Летательный аппарат; авиационный двигатель; системное проектирование; поддержка принятия решений; имитационное моделирование*

**Кривошеев  
Игорь Александрович**

проф. каф. авиац. двигателей, науч. руковод. НИЛ САПР-Д, Дипл. инж.-мех. (УАИ, 1976). Д-р техн. наук по тепл. двигателям ЛА (УГАТУ, 2000). Иссл. в обл. автоматиз. проектирования авиац. двигателей.

**В** НИЛ САПР-Д УГАТУ развивается методология, разрабатываются методы и средства информационной поддержки жизненного цикла (ЖЦ) двигателей и энергоустановок. Работа ведется на основе объединения традиционных подходов и методов CALS с вновь разрабатываемыми средствами открытой технологии формирования многоуровневых многоаспектных сетевых имитационных моделей (ИМ) [1], а также средствами поддержки принятия решений (СППР) в различных проектно-доводочных и эксплуатационных ситуациях.

В отличие от традиционного деления процесса проектирования на этапы (ТЗ, ТП, ЭП, РКД, ...) предложено рассматривать на разных этапах взаимосвязь процессов функционального, конструкторско-технологического проектирования, производства, испытаний. При этом, например на IDEF-диаграммах, итерационные возвраты изображают доводку. Формируемые и развивающиеся в процессе проектирования взаимосвязанные модели изделия различаются по аспекту моделирования. На верхнем уровне различаются аспекты — функциональный (термодинамика, кинематика, механика и т. д.), конструкторский (возможность сборки, материалы, прочность, допуски), технологический (виды, режимы и последовательность обработки). Формирование ИМ ведется средствами развиваемой MetaСАПР/Framework SAMSTO [2]. В рамках соответствующих «приложений» в виде специализированных СИМ (систем имитационного моделирования типа DVIG, KOMPR — см. рис. 1) процессор (решатель) обрабатывает многоуровневую ИМ, являющуюся одновременно и «деревом проекта» (как это принято в технологии PDM). Для формирования и развития ИМ при этом заранее создаются (на предприятии, в отрасли) и наращиваются многоуровневые библиотеки моделей структурных элементов (СЭ) — соответственно функциональных (ФЭ), конструкторских (КЭ) и технологических (ТЭ) элементов.

Под системным понимается внешнее и внутреннее проектирование двигателя в составе модели его надсистемы (ФЭ 2 уровня — транспортного или иного средства), на основе заданных по надсистеме ограничений и признаков для оптимизации (весовых коэффициентов для параметров — частных критериев).

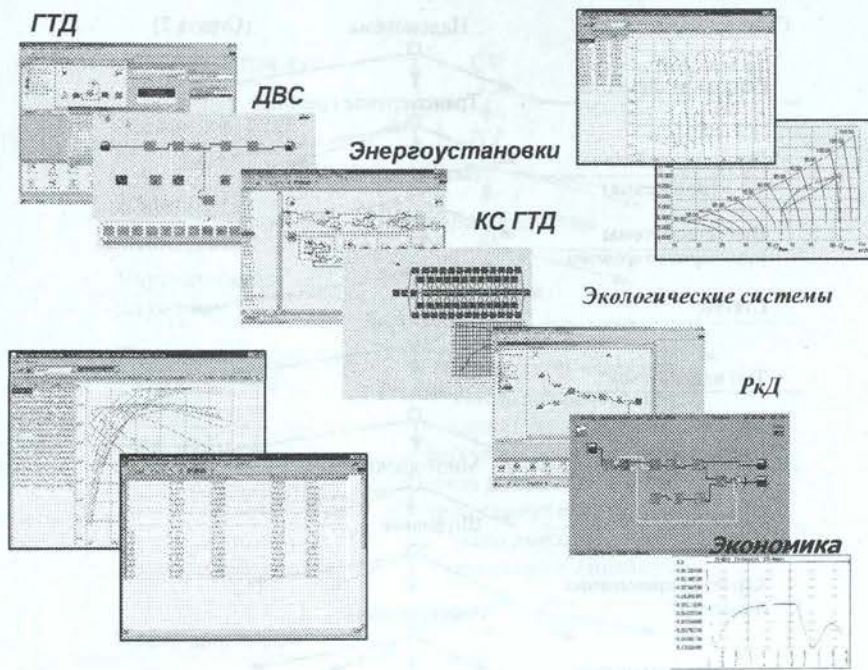


Рис. 1. Разработанные системы имитационного моделирования (СИМ)

Разработанная методология апробирована на примере проектирования двигателя для штурмовика. При используемом объектном подходе, хотя речь идет о проектировании двигателя, в дереве проекта обязательно должны присутствовать СЭ (объекты) вышестоящих уровней, начиная с самолета, внешней среды, источника энергии и т. д. При этом формализован процесс принятия структурных решений и подбор режимно-конструкторских параметров на основе моделей ФЭ при проектировании двигателя для штурмовика.

В соответствии с разработанной методологией, принятие решений по каждому СЭ (объекту) принимается с использованием СППР в рамках базы статистической информации (БДСТ) надсистемы. Тем самым обеспечивается опора на критерии оптимизации (заданные для отдельных параметров весовые коэффициенты  $b_i$ ), параметры надсистемы и статистику по достижению критериев эффективности для разных альтернатив. В то же время основные строки в БДСТ соответствуют значениям альтернатив из классификатора СЭ. По мере принятия структурных решений по каждому СЭ производится поэтапное формирование и развитие его модели, определяются (в очередном приближении) его параметры, они добавляются в БДСТ и учитываются при принятии очередных решений по объекту. В итоге это позволяет однозначно сформировать внутреннюю структуру СЭ из моделей СЭ-подсистем (которые выделяются из библиотеки объекта), т. е. построить его модель — функциональную, конструкторскую или технологическую.

Так, в рассматриваемом примере, вначале строится БДСТ для СЭ первого уровня (страта 1) — Система вооружений, для принятия решений по одному из ФЭ в ее составе — «Надсистеме» с использованием классификатора последней.

Экспертная информация по эффективности системы вооружений по частным критериям при разных вариантах ФЭ данного типа в ее составе заполняется Экспертами или по результатам статистики, численного моделирования. На рис. 2 схематично показана последовательность принятия решений (с помощью СППР) и построение модели ФЭ 2 уровня (страты), который по отношению к Двигателю условно пазван «Надсистема». Как видно, после конкретизации на уровне надсистемы структурных признаков (Вид = ЛА, тип = самолет) с использованием библиотеки моделей ФЭ 3 уровня (в составе объекта «Надсистема») формируется и присоединяется к «дереву проекта» (в среде PDM) функциональная ИМ внутренней структуры изделия (самолета) на уровне ФЭ — подсистем самолета (рис. 2). В соответствии с рассматриваемыми в данном примере аспектами моделирования здесь показана связь СУ с планером — потоками типа ГАЗ (газодинамический), ГЕОМ (геометрический) и СИЛЫ (силовой). Связь с ФЭ «планер» других ФЭ типа «нагрузка», «шасси», «экипаж и система жизнеобеспечения» осуществляется с помощью потоков типа ГЕОМ и СИЛЫ.

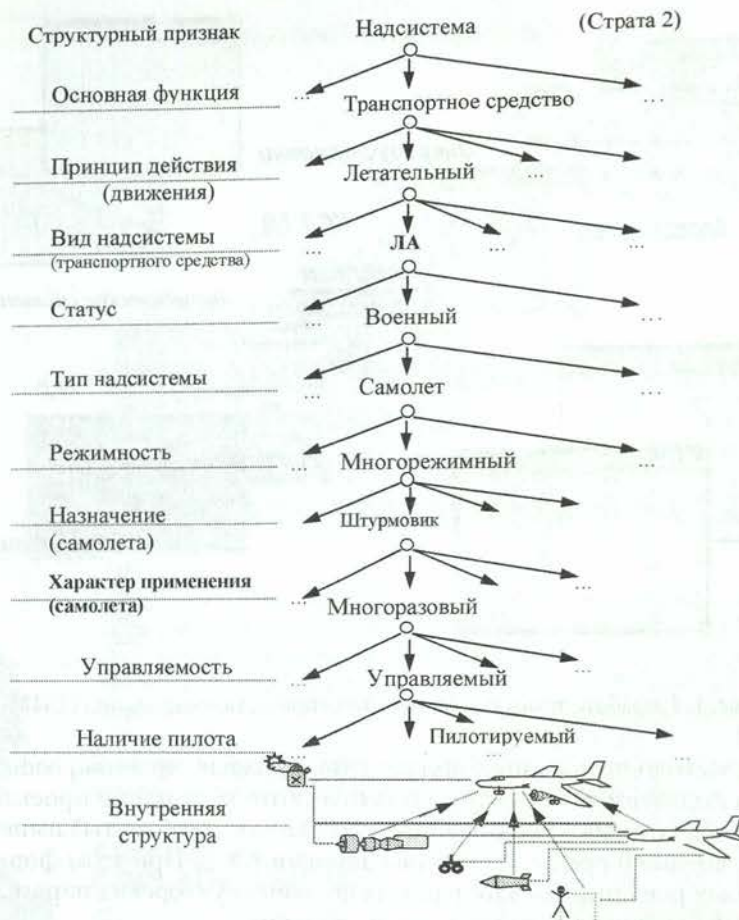


Рис. 2. Схема принятия структурных решений по ФЭ 2 уровня «Надсистема» в составе ФЭ 1 уровня «Система вооружений»

Одновременно уточняется ИМ «Надсистемы» (самолета) — номенклатура параметров в ее БД, заполнение в ней столбцов, в том числе весовых коэффициентов оптимизации ( $b_i$ ) по отдельным параметрам самолета (на основе аналогичных признаков по системе вооружений). Эта модель позволяет с помощью Планировщика и Решателя СИМ, на основе решения траекторной задачи (с таблицей пройденного расстояния  $L$  вдоль траектории, интегрированием израсходованного топлива и т. д.), с использованием базовых параметров по прототипу (в том числе безразмерной полярности планера, предварительных эмпирических зависимостей по двигателю), с оптимизацией указанных параметров (с помощью весовых коэффициентов) получить в первом приближении параметры двигателя (и других ФЭ).

Добавление вновь полученных параметров и данных по ним в БДСТ по надсистеме (самолету) с использованием классификатора СУ позволяет с помощью СППР принять решения по СУ (вид двигателя = ВРД, число двигателей = 2, расположение в фюзеляже, а точнее в гондолах, закрепленных на фюзеляже).

Схема принятия таких решений показана на рис. 3. Здесь особенностью является то, что Двигатель (как общий ФЭ в составе СУ и Планера) является нагрузкой для двигателя и приходится устанавливать с этим ФЭ информационную связь и учитывать принятые по Двигателю решения при выборе вида двигателя.

Все перечисленное позволяет достроить функциональное дерево проекта и соответствующую ИМ до уровня 3, где детализируется внутренняя структура СУ (рис. 4) с конкретизацией: вид двигателя = ВРД, число двигателей = 2 (что учитывается в модели в вертикальных аддитивных связях), расположение — в гондолах (закрепленных прямо на фюзеляже). Здесь добавляется новый вид информационного потока — ГИДР (гидравлический), в данном случае он передает параметры потока топлива (от двигателя к САУ, а от нее к топливной системе).

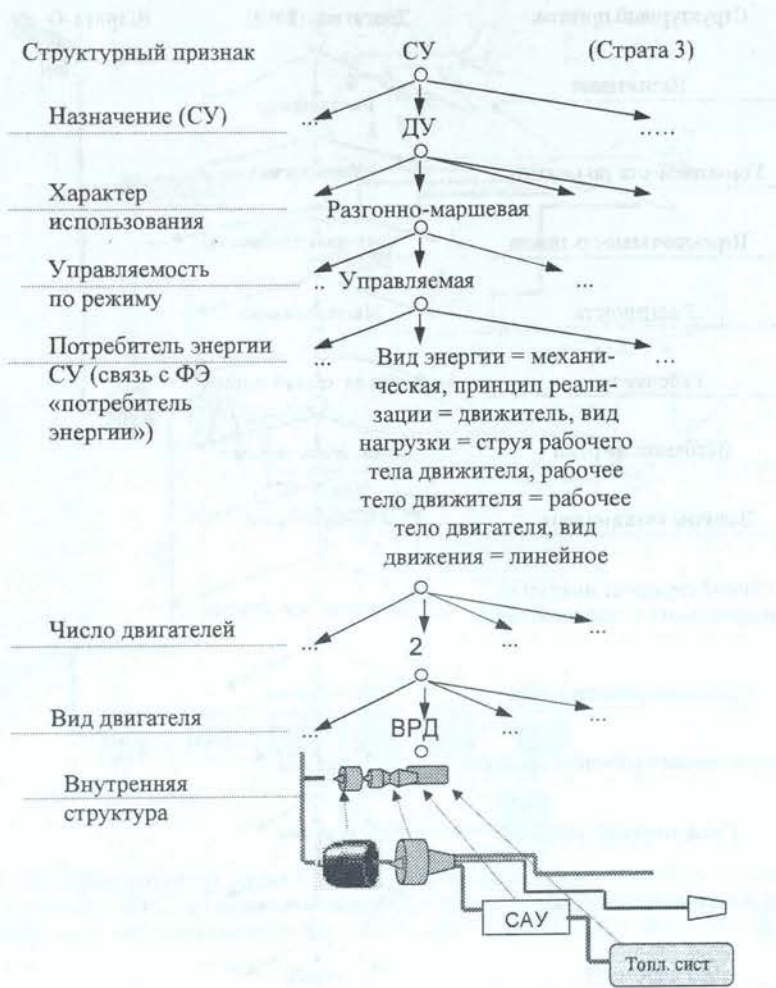


Рис. 3. Схема принятия структурных решений по ФЭ 3 уровня «Силовая установка» в составе ФЭ 2 уровня «самолет»

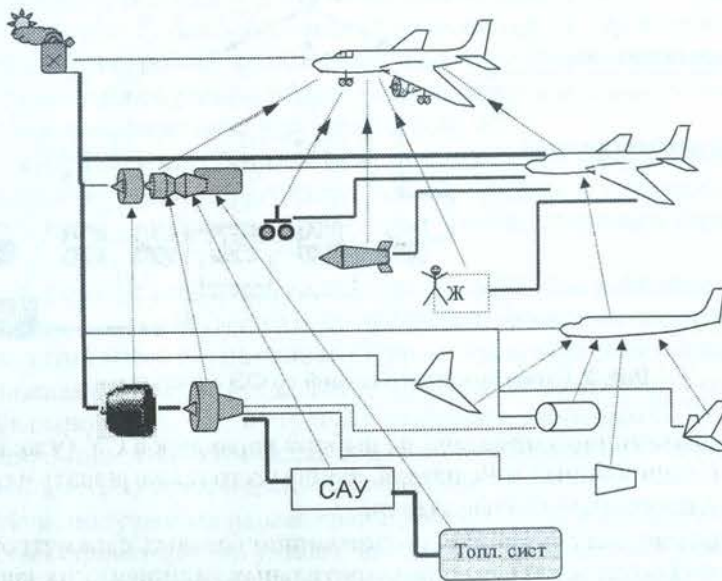


Рис. 4. Трехуровневая функциональная модель (дерево проекта) самолета с СУ на основе ВРД (два двигателя), расположенных в гондолах

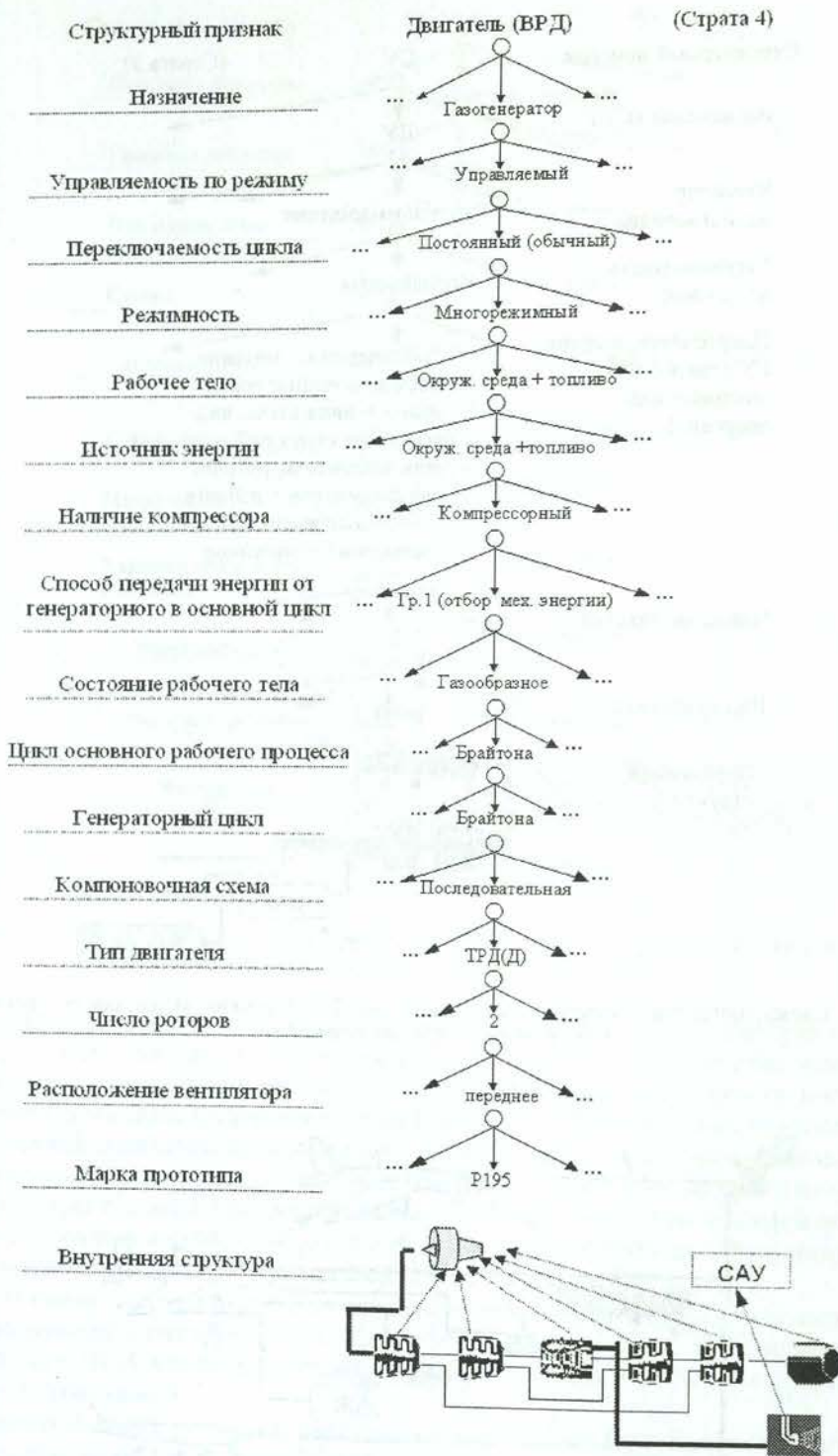


Рис. 5. Схема принятия решений по ФЭ «Двигатель»

На этом этапе параметрические задачи по выбору параметров СУ (уже во втором приближении), с помощью Планировщика и Решателя, лучше всего также решать в составе модели ФЭ «Самолет» (рис. 4), т. е. как траекторные задачи.

Как и выше, решение получается с использованием базовых параметров по прототипу (в том числе безразмерной полярности планера, предварительных эмпирических зависимостей по двигателю вида ВРД), с оптимизацией указанных параметров (с помощью весовых коэффициен-

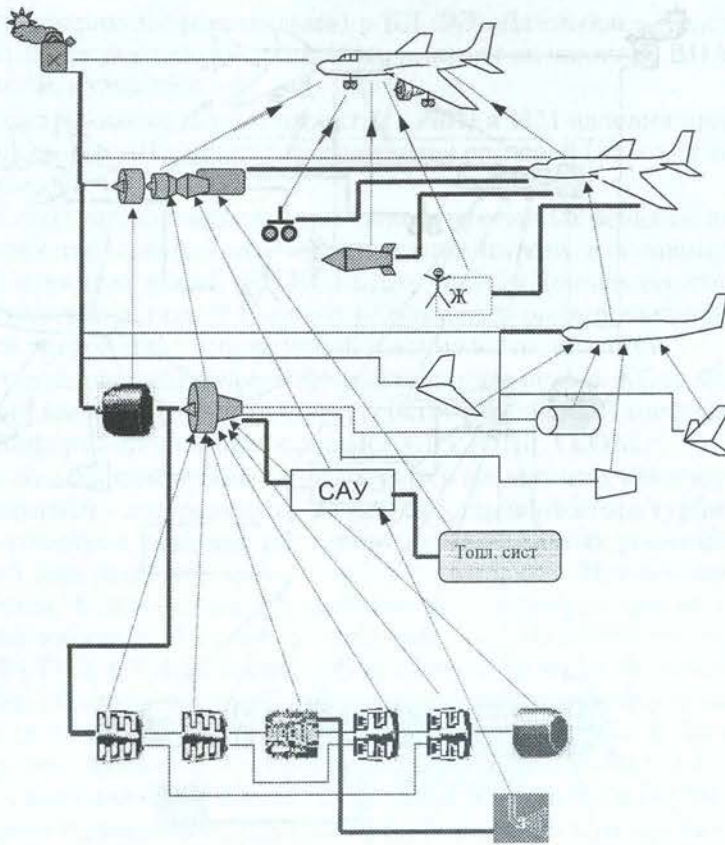


Рис. 6. Четырехуровневая функциональная модель (дерево проекта) самолета с СУ на основе ВРД — два двигателя типа двухвальных ТРД, расположенных в гондолах, с выделением на уровне 4 ФЭ-узлов и регулятора подачи топлива

тов) получить во втором приближении параметры двигателя (и других ФЭ СУ — ВЗ, САУ и Топливной системы).

Добавление вновь полученных параметров и данных по ним в БДСТ по СУ (ДУ) с использованием классификатора СУ позволяет с помощью СППР принять решения по Двигателю (Тип двигателя = ТРД(Д), число роторов = 2, схема последовательная и т. д.). Порядок принятия таких решений показан на рис. 5. Здесь особенностью является то, что внутренняя структура ФЭ «Двигатель» показана не на уровне узлов, а сразу выделены роторы и каскады.

Дальнейшая детализация в рамках общей модели затруднительна не только по машинным ресурсам, но даже модель сложно показать на одном листе.

Поэтому хотя дерево проекта строится и далее для модели самолета в целом — с детализацией по линии Двигатель—Узлы (и регулятор подачи топлива и проходных сечений — ступени — лопаточные венцы — ... , ниже показаны только соответствующие фрагменты (локальные модели)).

Это не приводит к потере информации, т. к. связь с объектом «Внешняя среда» потоком типа ГЛЗ на них показана, а передача весовых коэффициентов оптимизации «сверху вниз» производится с помощью алгоритмов  $M_2$  на основе сетевого представления моделей ФЭ (объектов).

Так, на рис. 8 показана модель двухвального ТРД с детализацией на 8-м уровне по лопаточным венцам. Как указано выше, число ступеней выбрано с помощью СППР — на основе выделенных весовых коэффициентов оптимизации и полученных в первом приближении режимно-конструкторских параметров узлов и двигателя в целом.

Добавление вновь полученных параметров и данных по ним в БДСТ по ФЭ «Двигатель» с использованием классификаторов по узлам (или каскадам) позволяет с помощью СППР принять решения по узлам двигателя (или сразу по каскадам для лопаточных машин). Такая детализация позволяет привлечь новые базовые параметры (прототипа), повторить решение траекторных задач с оптимизацией, и, получив новые данные и добавив их в БДСТ ФЭ «Самолет»

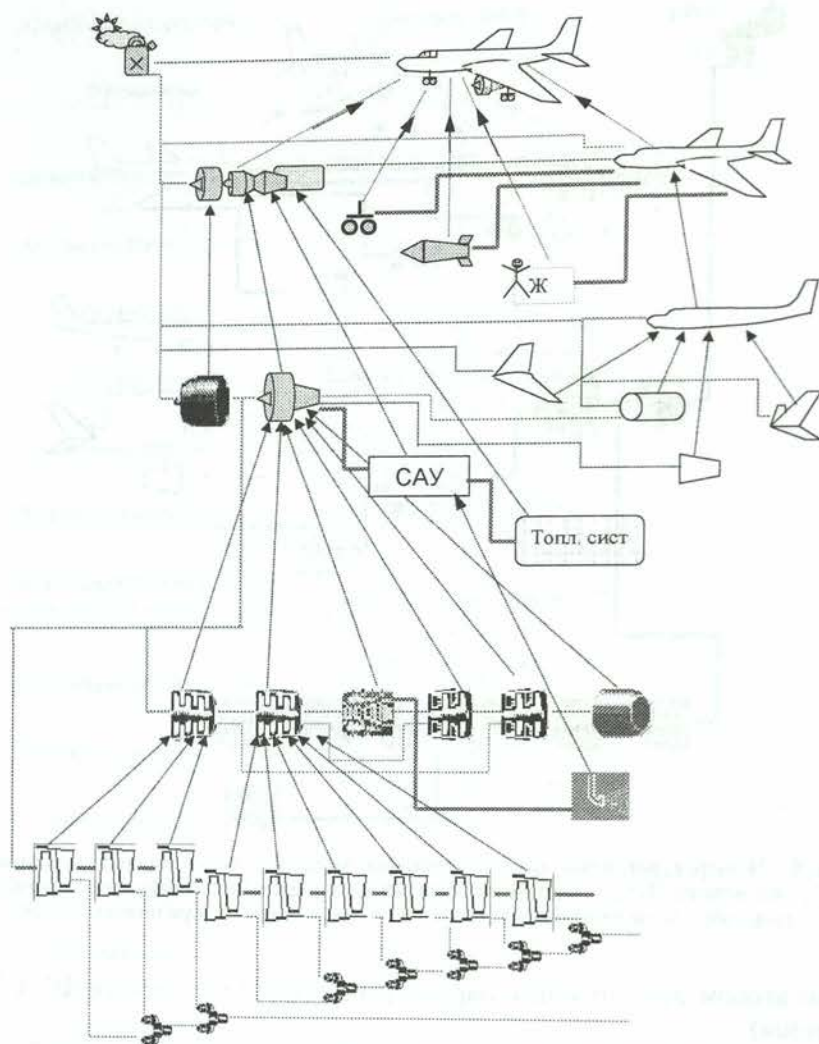


Рис. 7. Пятиуровневая функциональная модель самолета с СУ на основе двух двигателей типа двухвальных ТРД, расположенных в гондолах, с выделением на уровне 6 ФЭ-ступеней каскадов НД и ВД компрессоров и регулятора подачи топлива

(или в БД<sub>СТ</sub> ФЭ «СУ»), принять с помощью СППР решения по ФЭ «Двигатель»: тип двигателя = ТРД (или ТРДД), число роторов = 2.

В свою очередь, такая конкретизация позволяет достроить дерево проекта вдоль ветви «двигатель» до уровня 4 — с детализацией по подсистемам двигателя типа ФЭ «Узлы», в том числе регулятор подачи топлива. Решение оптимизационной траекторной задачи с использованием такой модели позволяет обоснованно выбрать режимно-конструкторские параметры двигателя (его узлов), подобрать не только программу управления (в том числе регулирования), но и характеристики регулятора, учесть динамические характеристики двигателя.

Получение этих характеристик позволяет вновь нарастить и заполнить данными БД<sub>СТ</sub> ФЭ «СУ» (или БД<sub>СТ</sub> ФЭ «Двигатель») и с помощью СППР выбрать значения структурных признаков узлов. Так, выбирается вид компрессоров (каскадов): КНД и КВД — лопаточные, осевые; тип компрессоров: КНД — сверхзвуковой, КВД — дозвуковой; выбирается число ступеней: КНД — 3, КВД — 5. Аналогично выбирается вид камеры сгорания = кольцевая, вид каскадов турбин = лопаточные, осевые, тип охлаждения: ТНД = охлаждаемая, ТВД = неохлаждаемая. Это позволяет далее нарастить дерево проекта, произведя детализацию объектов «каскады» компрессоров — КНД и КВД на уровне 6 ступени.

При этом решение с помощью Планировщика и Решателя СИМ оптимизационных задач по параметрам КНД и КВД в составе Двигателя производится с использованием на первом этапе безразмерных характеристик базового варианта (прототипа и т. д.), позволяет добавить эти

параметры (и их предварительные значения) в БД ФЭ «Двигатель» (или в БД ФЭ «КНД» и «КВД»), что позволяет формализованно принять решения по наличию ВНА, типу ступеней, режиму работы ступеней, их числу и т. д.

После такого достраивания дерево проекта (в PDM) и ИМ изделия приобретает вид, показанный на рис. 7. Здесь для механического соединения ступеней (рабочих колес) использованы ФЭ типа «соединение валов».

Аналогичным образом производится принятие структурных решений по КС (камере сгорания) — когда вначале определяются в составе модели двигателя ее основные параметры, а затем достраивается (с учетом классификатора КС) БДСТ по ФЭ «Двигатель» для принятия решений по КС. Цепочка принятых решений: Схема = кольцевая, характер движения газа = Прямоточная, тип фронтального устройства = с форсункой и двумя завихрителями.

На основе этого однозначно строится функциональная модель КС из ФЭ типа Корпус, Жаровая труба, Входной диффузор, Фронтальное устройство, Выходной конфузор. Связи между ними моделируются информационными потоками ГАЗ, СИЛЫ, ГЕОМ.

Решения по двухкаскадной турбине принимаются аналогично, как и по компрессору — для чего БДСТ ФЭ «Двигатель» достраивается на основе классификатора турбины и предварительно подобранных параметров турбины для принятия структурных решений по последней. Цепочка этих решений для рассматриваемого примера варианта: Назначение турбины = основная, Вид = лопаточная, Тип = осевая, Регулируемость = нерегулируемая, Способ регулирования = разделение на каскады, Наличие охлаждения = да, Какой каскад охлаждается = ТВД, Число каскадов = 2 (ТВД + ТНД). В результате в дереве проекта двигателя (точнее, самолета с глубокой проработкой вдоль линии «Двигатель») однозначно формируется функциональная модель турбины из двух ФЭ — ТВД и ТНД, как это и показано на рис. 6. Дополнительно в модели (чего не видно на рис. 8) имеются потоки типа ГАЗ с подводом к ТВД и ТНД охлаждающего воздуха. Основные связи для ФЭ ТВД и ТНД — типа ГАЗ, СИЛЫ и ГЕОМ.

Таким же образом принимаются решения по структурным признакам каскадов турбины — ТВД и ТНД. Для этого БДСТ ФЭ «Двигатель» или «Турбина» достраивается для принятия этих решений на основе классификатора каскада турбины и подобранных с помощью модели предварительных параметров ТВД и ТНД. Цепочка принятых решений по ТВД в данном примере: Вид (каскада турбины) = лопаточная, Тип = осевая, Регулируемость = нет, Какая ступень регулируется = нет, Число ступеней = 1, Наличие охлаждения = да, Какая ступень охлаждается = 1. Могут быть добавлены признаки типа охлаждения, форма ПЧ (проточной части) и т. д. В итоге в дереве проекта добавляется функциональная модель ТВД (рис. 8), которая представлена одним ФЭ типа «Осевая охлаждаемая ступень турбины».

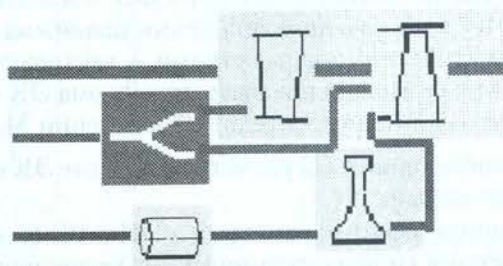


Рис. 8. Функциональная модель ФЭ 8 уровня «Осевая охлаждаемая ступень турбины» с детализацией на ФЭ 8 уровня (лопаточные венцы) в дереве проекта двигателя

После формирования внутренней структуры ФЭ КИД, КВД, ТВД и ТНД на уровне 7 (ступени) с помощью полученных моделей — либо для каскадов отдельно, либо в составе двигателя ведется (с помощью Планировщика и Решателя) подбор режимно-конструкторских параметров ступеней. При этом для каждой ступени задаются свои базовые значения (прототипа и т. д.), характеристики в БДР (в первом и последующих приближениях, вначале безразмерные), эмпирические зависимости ( $\sigma, \xi, \dots$  от  $\varphi, b, \pi_{СТ}, \lambda_1, W_1, u, \Delta W, \dots$ ) и т. д.

Структурные признаки ступеней выбираются либо в составе ФЭ «Двигатель» (что предпочтительнее), либо в составе ФЭ «Узел», либо в составе ФЭ «Каскад». Последовательность принятых решений для ступени КНД на этапе функционального проектирования может иметь вид:



Вид = лопаточная, Тип = осевая, Парциальность по окружности = нет, Регулируемость = Нет, Характер течения в рабочей решетке = сверхзвуковая, распределение работ по венцам = реактивная, Меридиональная форма ПЧ = (профилированная втулка + переменный наружный диаметр), Состав (внутр. структура) = {рабочий ЛВ, НА, Осевой зазор, Радиальный зазор, внеш. поверхность втулки, внутр. поверхность корпуса}.

Последовательность принятых решений для ступени турбины (ТВД) несколько сложнее и на этапе функционального проектирования может иметь вид: Вид = лопаточная, Тип = осевая, Регулируемость = нет, Парциальность по окружности = нет, Наличие охлаждения = охлаждаемая, Что охлаждается = (СА + диск + лопатки РК); Тип охлаждения = (конвективное с дефлектором и штырьками в лопатке РК); Характер течения в косом срезе СА = сверхзвуковой, распределение работ по венцам = реактивная, Меридиональная форма ПЧ = переменные диаметры, Состав (внутр. структура) = {СА, рабочий ЛВ РК, Осевой зазор, Радиальный зазор, Подвод охлаждающего воздуха, Внешняя поверхность втулки, Внутренняя поверхность корпуса, Дефлектор, Штырьки}.

Решения по лопаточным венцам принимаются либо в рамках ФЭ «Каскад (компрессора или турбины)» либо в рамках ФЭ «Ступень». Цепочка принимаемых решений для рабочего лопаточного венца КНД на этапе функционального проектирования может иметь вид: Тип канала = диффузор; Форма меридионального сечения = ( $D = \text{const}$ ), Шаг по окружности =  $\text{const}$ , Ориентация линии центров тяжести сечений пера = наклонная (с выносами); Тип профилей = Дозвуковой; Вид кривых спинки и корыта = параболы; Вид кривых средней линии профилей = параболы; Вид кривых кромок = дуги окружности; наличие трактовых полок = да; Состав (внутренняя структура) = перья лопаток, поверхности трактовых полок, внутренняя поверхность внешнего кольца (корпуса).

Алгоритмы ФЭ в составе лопаточных машин — типа «ступень» и «ЛВ (лопаточный венец)» строятся с использованием описания кинематики газового потока на основе векторных соотношений (понятия треугольников скоростей для перехода от относительного движения к абсолютному и обратно). Дополнительно можно предложить новый взгляд, дающий полезную информацию для анализа рабочего процесса в ФЭ типа «Лопаточная машина» и ее элементах, который открывается с использованием компьютерной анимации течения в лопаточных венцах. Рассмотрим это сначала на упрощенном примере.

На рис. 9 показано, что в составе ФЭ «Ступень», входящего в ФЭ «Каскад компрессора» выделяются ФЭ «МЛК (межлопаточный канал)» РК, «МЛК (межлопаточный канал)» НА и ФЭ «условный эквивалентный канал» течения в осевом зазоре (ОЗ). Для ФЭ «МЛК РК» имеются два представления: в относительном и в абсолютном движении. Если в относительном движении форма МЛК РК однозначно задана геометрией ФЭ — лопаточного венца, то геометрия «эквивалентного канала» (ЭК) в абсолютном движении подвижна, ее трансформация дополнительно определяется кинематическими параметрами — векторами  $C$  и  $u$  на входе, выходе и в промежуточных сечениях МЛК. Можно показать, что форма ЭК определяется соотношением  $\frac{u}{C_{\text{ср}}}$ . Кроме того, видно, что если в относительном движении МЛК РК диффузорный, то в абсолютном движении ЭК конфузорный. На расчетном режиме ЭК в ОЗ предполагается постоянного сечения, т. е. неискривленный.

Изменение термогазодинамических параметров в ЭК в РК (в абсолютном движении) соответствует неизоэнтропическому (и неизотермическому) течению: в упрощенной постановке  $H_T = u \Delta C_u$ ;  $\Delta T^* = \frac{u \Delta C_u}{c_p}$  или для элементарного участка течения  $dT^* = \frac{u \cdot dC_u}{c_p}$ . Газ в ЭК РК находится под воздействием мощного окружного градиента давления, что и вызывает требуемое ускорение в окружном направлении. С другой стороны, необходимость получения этого градиента давления (волны давления перед лопаткой и разрежения за ней) и определяет в каждом сечении МЛК (и ЭК) величину рассогласования по окружной скорости ( $u - C_u$ ) между газом  $C_u$  и лопаткой  $u$  и требуемое смещение ядра потока относительно средней линии МЛК, отставание потока по углу в абсолютном  $\vartheta$ , а затем и в относительном движении  $\delta$ . Условный ЭК течения (на расчетном и нерасчетном режимах) в абсолютном движении может быть построен для лопаточной машины в целом (рис. 11 и 12) для условно выделенного вдоль всей ПЧ «единичного» МЛК.

Нетрудно увидеть, что форма ЭК (рис. 12 и 13) определяется параметрами  $L$  — длина ПЧ лопаточной машины и  $H$  — условная высота, связанная с изменением окружной составляющей и с теоретическим (и фактическим) напором в компрессоре. Расстояние между траекториями

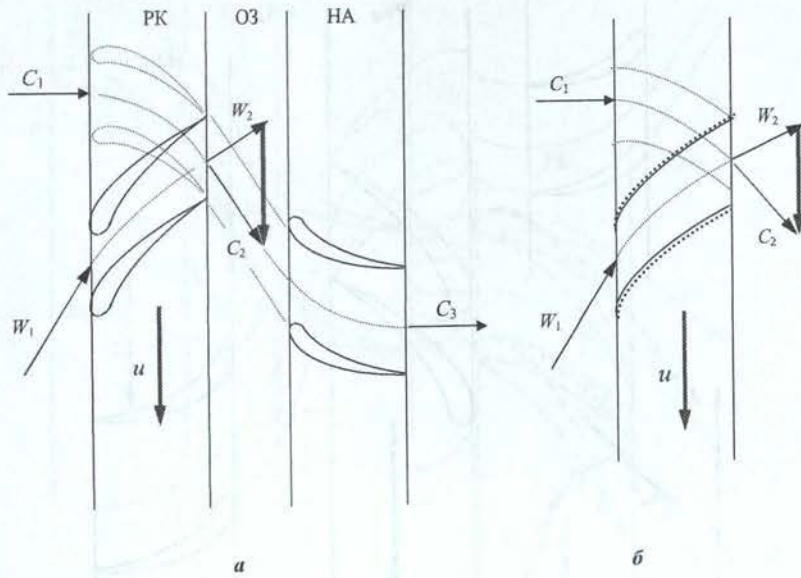


Рис. 9. Схема ФЭ на уровне МЛК (межлопачных каналов) в составе ФЭ «Ступень каскада компрессора»: а — схема ступени с «эквивалентным каналом», б — схема межлопачочного и «эквивалентного» канала в РК

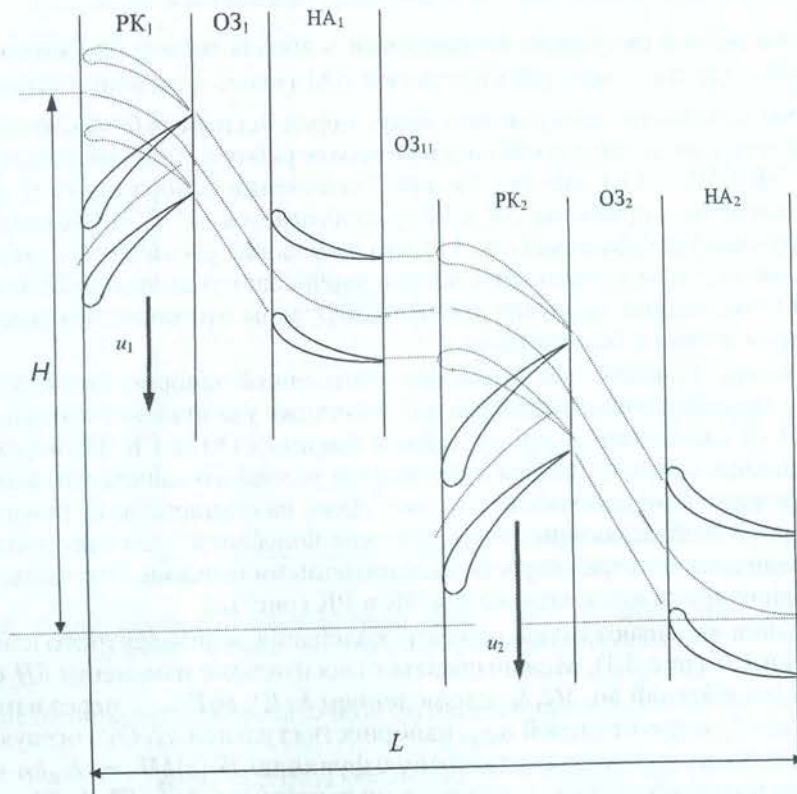


Рис. 10. Схема «эквивалентного канала», составленного из ФЭ типа «МЛК» и ЭК, позволяющего анализировать течение в компрессоре в абсолютном и относительном движении одновременно

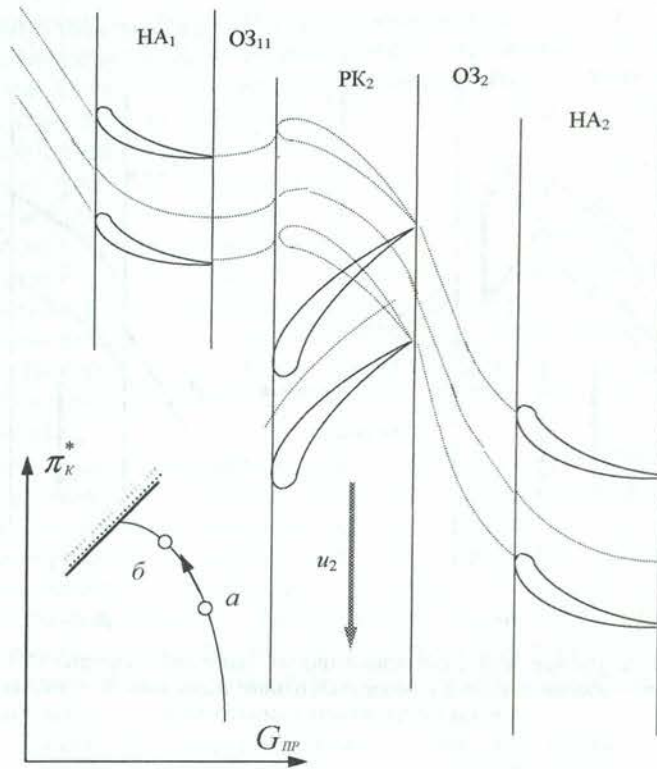


Рис. 11. Схема течения в эквивалентном канале на режиме повышенной напорности (уменьшение  $\bar{c}_a$ )

одной и той же частицы в окружном направлении в абсолютном и относительном движении  $\Delta H = \int \frac{ds}{c_a} \approx \frac{\Delta s}{(\bar{c}_a)_{cp}}$ , где  $\Delta s$  — интервал вдоль оси ЛМ (вдоль измерения ширины лопаточных венцов). При этом начальную точку можно взять перед первым рабочим колесом. Форма ЭК может характеризовать лопаточную машину и режим ее работы. Действительно, на нерасчетных режимах форма ЭК в РК и ОЗ изменяется: при увеличении напора (за счет изменения  $u$  или  $C$ ) величина  $H$  возрастает, кривизна ЭК в РК увеличивается, в ОЗ за РК возникают короткие кривые (безлопаточные) диффузоры (рис. 11), что и вызывает увеличение потерь и срыв потока, приводящий к помпажу; при уменьшении напора уменьшается величина  $H$ , кривизна ЭК в РК уменьшается, в ОЗ возникают короткие конфузеры, это также приводит к увеличению потерь, но без срыва потока и без помпажа.

Кроме того, из рис. 12 видно, что на режиме повышенной напорности в ОЗ за НА возникают короткие кривые (безлопаточные) конфузеры. Это также увеличивает потери, но условия для срыва в ОЗ за НА не возникают — они возникают именно в ОЗ за РК. На переходных режимах в лопаточных машинах проходят волны деформации условного канала, что аналогично волнам деформации в пружине в механической системе. Даже на стационарном режиме в лопаточной машине имеют место возбуждающие периодические колебания — за счет девиации потока по направлению и величине вектора скорости за лопаточными венцами. Это также вызывает периодические колебания кривизны и положения ЭК в РК (рис. 13).

Такие колебания вызывают периодические колебания эквивалентного канала лопаточной машины и величины  $H$  (рис. 13). Можно связать относительное изменение  $\delta H$  с относительными изменениями воздействий  $\delta n$ ,  $\delta G$ ,  $\delta c$ , с изменением  $\delta \pi E^*$ ,  $\delta \eta E^*$ , ... через изменение времени  $dt$  и параметры:  $\pi E O^*$ , число ступеней  $n_{ст}$ , напорность ступеней  $\pi N O i^*$ , осевую  $c_a$  и окружную  $u$  скорости. Это позволит получить передаточную функцию:  $W(s)\delta H = K_n \delta n + K_G \delta G + K_c \delta c_a$ . Таким же образом выражается связь и для выходных параметров:  $\delta \pi E^*$ ,  $\delta \eta E^*$  и т. д.

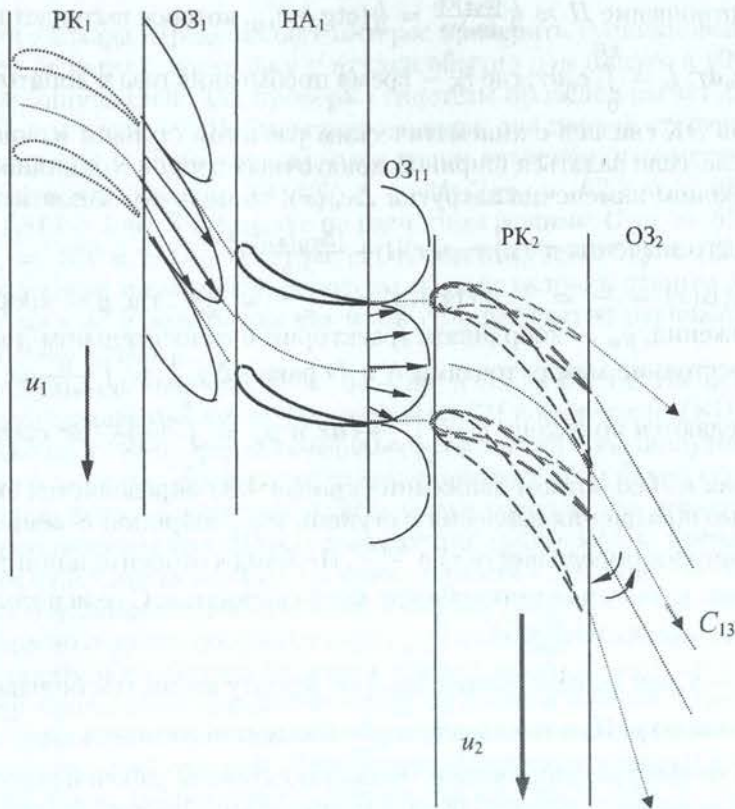


Рис. 12. Схема колебаний формы и положения ЭК в РК в связи с девиацией вектора скорости на выходе из предыдущего ЛВ (лопаточного венца)

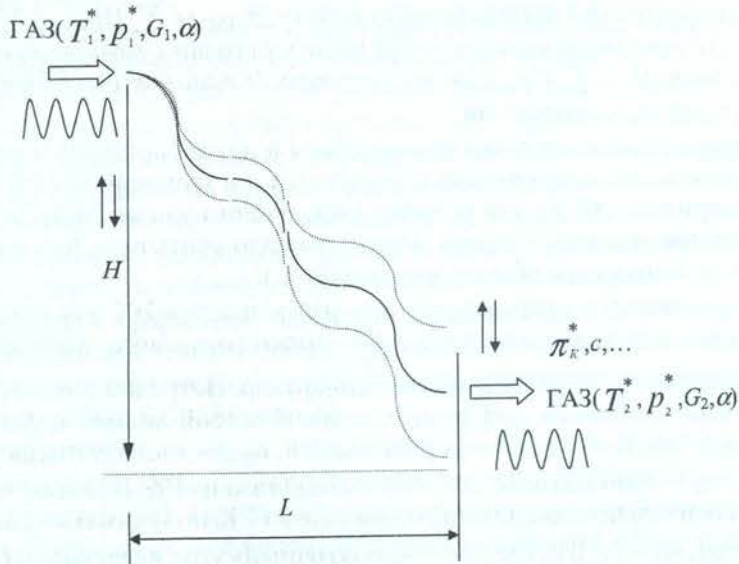


Рис. 13. Схема колебаний эквивалентного канала (за счет возбуждения, например, девиации вектора скорости за лопаточными венцами и т. д.)

В свою очередь, параметры передаточной функции вида

$$W(s) = \delta n / \delta H = K_n / (T^2 p^2 + 2T\zeta p + 1)$$

позволяет определить характеристики возникновения резонанса (в том числе помпажа) в газодинамической системе, которую моделирует эквивалентный канал. Сама передаточная функция выводится на основе дифференциальных уравнений — неразрывности, энергии, импульсов, записанных для ЭК в осевом и тангенциальном направлениях. При этом может использоваться

приближенное соотношение  $H \approx \frac{L}{2} \frac{(c_{u2})_{CP}}{(c_a)_{CP}} = \frac{L}{2} (\text{ctg } \alpha_2)_{CP}$ , которое вытекает из кинематического условия:  $H = \int_0^{\tau E} c_u d\tau$ ;  $L = \int_0^{\tau E} c_a d\tau$ ; где  $\tau_K$  — время пребывания газа в лопаточной машине.

Конфигурация ЭК связана с кинематическим расчетом ступени и лопаточной машины в целом. В самом деле, если задаться шириной лопаточных венцов  $S$ , законом изменения осевой скорости  $c_a(x)$ , законом изменения закрутки  $\Delta c_u(x)$ , то получим закон изменения  $\Delta T^*(x) = \frac{[\Delta c_u(x)]^2}{2c_p}$  и текущего значения  $\pi^*(x) = \sigma(x) \left[ 1 + \frac{[\Delta c_u(x)]^2}{2c_p} \right]^{\frac{k}{k-1}}$ .

Поскольку  $\text{ctg } \alpha(x) = \frac{c_u}{c_a} = \frac{dy}{dx}$  и  $\text{ctg } \beta(x) = \frac{u-c_u}{c_a} = \frac{dy_w}{dx}$ , где  $y$  — координата траектории в абсолютном движении,  $y_w$  — координата траектории в относительном движении, то нетрудно увидеть, что расстояние между точками А и D равно  $\Delta y|_D^A = \int \frac{u}{c_a(x)} dx \approx \frac{u}{c_{aCP}} S$ . Сами же траектории определяются по закону  $y = \int_{x_1}^x \frac{c_u(x)}{c_a(x)} dx$  и  $y_w = \int_{x_1}^x \frac{u-c_u(x)}{c_a(x)} dx$  соответственно. Таким образом, траектория в абсолютном движении (кривая АВ) определяется значениями  $\alpha_1$  и  $\alpha_2$ , требуемой степеню повышения давления в ступени  $\pi_{NO}^*$ , шириной  $S$  венца и характером распределения  $\frac{c_a(x)}{c_a}$ , которое определяет  $\alpha(x)$  и  $\frac{dy(x)}{dx}$ . Переход к относительной траектории (кривой DB) однозначно определяется величиной окружной скорости  $u$ . С ее использованием получаем  $\frac{w_a(x)}{c_a(x)} = \frac{u-c_a(x)}{c_a(x)}$  и законы  $\beta(x)$  и  $\frac{dy_w}{dx}(x)$ .

Чем больше  $\frac{u}{c_{aCP}} S$ , тем больше размер  $\Delta y|_D^A$  по фронту венца, тем больше реактивность ступени (в данном сечении)  $\rho$ . При уменьшении  $\frac{u}{c_{aCP}} S$  может получиться  $\Delta y|_D^A = \Delta y|_B^A$  и  $\Delta y|_B^D = 0$ , что характеризует конфигурацию, соответствующую активной рабочей решетке.

В первом приближении динамику ЭК можно описать из простых геометрических соображений. Поперечный снос потока в ЭК РК, характеризующий работу ступени  $H_{PK} = S \left( \frac{u}{c_{aCP}} - \text{ctg } \gamma \right)$ , где  $\gamma$  — угол установки лопатки в РК. Аналогично для всей лопаточной машины поперечный снос потока, характеризующий производимую работу  $H_{ЛМ} = \sum H_{PKi} + \sum (S_{НА} \text{ctg } \gamma_{НА})_i$ , где  $i$  — номер ступени. Более точно характеризует работу ступени суммарный снос потока во всех РК лопаточной машины  $H = \sum H_{PKi}$ . Во всех случаях  $H$  однозначно связано с величиной  $\frac{u}{c_{aCP}}$ , и они изменяются в одном направлении.

Модель ЭК может строиться и анализироваться в двумерной (2d) постановке — в декартовых (для развертки) и цилиндрических координатах и в трехмерной (3d) постановке. Кроме того, можно рассматривать ЭК не для условно выделенного одного МЛК, а для кольцевых сечений и ПЧ лопаточной машины в целом. При этом надо учитывать, что вдоль ПЧ проходное сечение меняется (в компрессоре обычно уменьшается).

Интересные возможности открываются при рассмотрении ЭК для прогнозирования помпажа. Выше показано, что при уменьшении  $\frac{u}{c_{aCP}}$  ниже расчетного значения в осевом зазоре (ОЗ) за РК в ЭК образуется короткий кривой диффузор. Нетрудно показать, что ему соответствует эквивалентный «плоский» диффузор с прямой осевой линией с углом раскрытия  $\alpha = 2 \arctg \left[ \frac{zt}{2S_{IN}} (\sin \alpha_{2Л} - \sin \alpha_2) \right]$ , где  $t$  — шаг решетки РК,  $\alpha_{2Л}$  — «лопаточный» угол на входе в НА,  $z$  — число лопаток,  $\alpha_2$  — кинематический угол выхода газа из РК. Полагая, что  $\delta_2$  — угол отставания потока (в относительном движении) на выходе из РК, получим  $\alpha = 2 \arctg \left\{ \frac{zt}{2S_{IN}} [\sin \alpha_{2Л} - \sin \{ \arctg \left[ \frac{u}{c_{2a}} - \text{ctg}(\beta_{2Л} - \delta_2) \right] \}] \right\}$ , где  $\beta_{2Л}$  — «лопаточный» угол на выходе из РК. Умножение на  $z$  связано с тем, что поворот производится для всего кольцевого сечения в ОЗ. Если ЭК строится для условно выделенного одного МЛК (вдоль всего тракта ПЧ компрессора), то  $z = 1$ .

Полученное соотношение можно использовать при расчете потерь при течении газа в ЭК, в том числе с использованием зависимостей для потерь в диффузорах, которые даны Г. Н. Абрамовичем [3]. Например, с учетом его указания на то, что в осесимметричных диффузорах при углах раскрытия  $\alpha \approx 60^\circ$  образуется мощная вихревая зона, с периодически срывающимися и возникающими вихрями, то в нашем случае с условно «плоским» диффузором можно прогнозировать возникновение помпажа по приближению  $\alpha$  к этим значениям (или несколько выше), что может быть уточнено экспериментально или по литературным данным по продувкам плоских диффузоров. Очевидно, что контролировать имеет смысл этот параметр в РК первой и

последней ступеней каскада. Представляет интерес проверить возникновение этих условий в концевом и среднем сечениях, поскольку у втулки обычно  $\alpha_{2Л}$  близко к  $90^\circ$  и влияние нерасчетности по  $\alpha_2$  мало ощущается. Для проверки гипотезы проведен расчет для точки на границе помпажа в КНД двигателя Р-195. Расчет проводился для первой ступени — по параметрам выхода из РК и входа в НА. Используются следующие значения: параметры в точке помпажа, показанной на характеристике  $n = 100,5\%$ ;  $z = 24$ ;  $G_{ПР} = 62,2$  кг/с;  $\pi E^* = 3,72$ ;  $\eta E^* = 0,79$ ;  $\pi NO^* = 1,814 \div 1,86$ . Учтено, что на расчетном режиме:  $G_{ПР} = 65$  кг/с;  $\pi E^* = 3,55$ ;  $\pi NO^* = 1,55$ ;  $C_{1a} = 210$  м/с;  $C_{2a} = 200$  м/с. Отсюда получено:  $C_{2a} = 129 \div 137,2$  м/с. Угол отставания везде, с учетом выдвинутой гипотезы, принят условно равным  $\delta_2 = 0^\circ$ . Дополнительные исходные данные и результаты расчетов угла раскрытия эквивалентного диффузора для ЭК в ОЗ приведены в табл. 1.

Как видно, в результате получено  $\alpha = 64 \div 80^\circ$  в ОЗ за РК 1 ступени в ЭК, построенном для условно выделенного *единичного* МЛК вдоль всей ПЧ компрессора (КПД), т. е. в основную формулу подставлялось  $z = 1$ . Эта величина, в соответствии с выдвинутой гипотезой, достаточна, чтобы говорить о начале срывных явлений и помпажа. Тем более, если учесть девиацию потока за РК (теневые зоны за лопатками), вследствие которой, как это показано выше, величина  $C_{2a}$  имеет периодические колебания с амплитудой до 20–30%. С учетом этого величина  $\alpha$  в концевом сечении будет иметь периодические колебания в диапазоне от  $40^\circ$  до  $81^\circ$ . Все это и позволяет говорить о возникновении помпажа. У втулки результаты получились непредставительные, так как сложно оценить осевую скорость, отставание потока и рассогласование по углу  $\alpha_2$ . Также непредставительны результаты при учете реального угла отставания  $\delta_2$ . Надо учесть и то, что на экспериментальных характеристиках каскадов и ступеней граница помпажа указывается обычно с широким допуском. Соответственно, для проверки данной гипотезы можно брать точки выше отмеченной границы. Данные для ЭК, построенного для кольцевого сечения в целом, получились также непредставительными, так как после умножения на число лопаток предложенная формула становится нечувствительной к основным геометрическим параметрам. Поэтому для прогноза помпажа следует рассматривать ЭК для *единичного* МЛК и в формуле для  $\alpha$  полагать  $z = 1$  и  $\delta_2 = 0$ .

Из предложенного метода имеется целый ряд следствий. Одно из них говорит о том, что для повышения КПД и ГДУ компрессора целесообразно увеличивать (в известных пределах) величину  $S_{OC}/t$ , т. е. при заданной густоте решеток увеличивать осевые зазоры. Само профилирование РК может начинаться с профилирования ЭК, определения необходимого ускорения газа (и фазовой траектории) в окружном направлении, необходимого градиента давления, вытекающего из этого рассогласования окружных скоростей лопатки и газа в каждой точке, откуда определяется рассогласование по углу и определяется форма средней линии профиля. После этого, из условия минимума кромочных и других потерь, на среднюю линию «надевается» профиль и из условия прочности выбирается его относительная толщина.

Еще более богатую информацию дает использование понятия ЭК при пространственном САЕ-анализе (в дополнение к традиционным способам). Понятие ЭК в НИЛ САПР-Д успешно используется при трехмерном моделировании течения в лопаточных машинах на этапе конструирования с использованием САД/САЕ-систем.

Отдельного рассмотрения требует моделирование обратных течений в ступенях и разгрузочных полостях двигателя. На рис. 15 условно показаны ступени компрессора (при барабано-дисковой конструкции ротора). Там же показан фрагмент дерева проекта — схема ФЭ в соответствующей модели. В модели использованы ФЭ типа Конфузор (моделируют дроссели) и типа Разделитель и Смеситель.

Таблица 1

Сечение	$t$ , мм	$S_{OC}$ , мм	$\alpha_{2Л}$ , град	$\beta_{2Л}$ , град	$u$ , м/с	$\alpha$ сд. МЛК	$\alpha$ кольц.
конец	88,75	16	$56^\circ 41'$	$32^\circ 23'$	397,6	$64^\circ 35'$	$173^\circ$
ср	69,91	8	$49^\circ 39'$	$50^\circ 27'$	313,2	$80^\circ 10'$	$174^\circ 25'$
вт	43,59	12	$40^\circ 22'$	$94^\circ 31'$	195,3	$19^\circ 15'$	$151^\circ 55'$

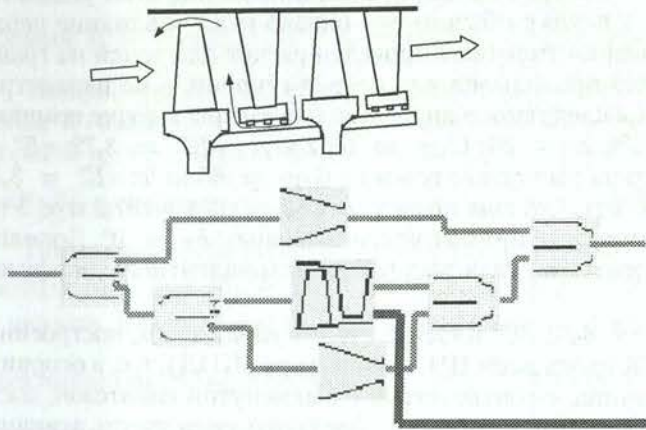


Рис. 14. Моделирование ступени компрессора с учетом обратных перетеканий в лабиринтных уплотнениях и через радиальный зазор

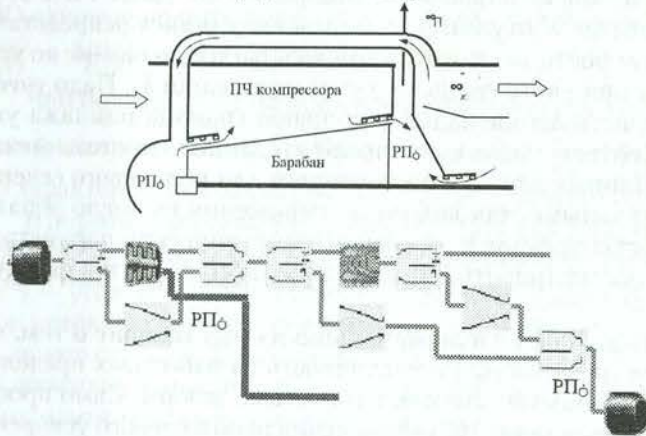


Рис. 15. Схема и фрагмент модели двигателя на уровне ФЭ узлов, где кроме ПЧ компрессора моделируется течение в разгрузочных полостях

обеспечиваются  $K_G = 1$  в конфузорах, при этом с учетом обратного перепада давления на первом конфузоре (для РП<sub>1</sub>) расход  $G$  окажется отрицательным. Сообщение РП<sub>2</sub> с атмосферой моделируется ФЭ типа Сопло.

В конфузоре, как показано выше, при обратном перепаде давления вычисляется значение расхода газа,  $G$ , отрицательное по величине. Вычисляется также коэффициент согласования  $K_G$  значения расхода  $G$  во входном потоке ФЭ и вычисленного в модуле (в данном случае отрицательного). В алгоритмы ФЭ типа Смеситель и Разделитель также введена возможность отрицательного значения одного из расходов (отрицательная двухконтурность  $m$ ). Поэтому за счет вариации двухконтурности (или расхода  $G$  по одному из контуров) Решатель достигает состояния модели, при котором  $K_G = 1$ . Наряду с другими условиями это позволяет моделировать обратные течения при расчете компрессора.

Аналогично моделируется в составе ФЭ Двигатель на уровне узлов (каскадов) компрессор с учетом течения в ПЧ (проточной части) и обратных течений в разгрузочных полостях (РП). Фрагмент такой модели показан на рис. 15.

Здесь при моделировании с использованием ФЭ применен тот же принцип: дроссели (лабиринтные уплотнения) моделируются ФЭ типа Конфузор, путем вариации степени двухконтурности  $m$  в Разделителях

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, разработанная открытая технология создания и развития систем имитационного моделирования (СИМ) на основе MetaСАПР/Framework, предложенный алгоритм и разработанная система поддержки принятия решений (СППР), в сочетании с традиционными средствами CALS (прежде всего PDM а также CAD/CAE), позволяет формализовать и автоматизировать системное проектирование сложных технических объектов. В данном случае это показано на примере проектирования двигателя в составе летательного аппарата.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Кривошеев, И. А. Автоматизация системного проектирования авиационных двигателей : автореф. дис... д-ра техн. наук / И. А. Кривошеев. Уфа : УГАТУ, 2000. 32 с.
2. Ахмедзянов, Д. А. Термогазодинамический анализ рабочих процессов ГТД в компьютерной среде DVGw / Д. А. Ахмедзянов, И. М. Горюнов, И. А. Кривошеев [и др.]. Уфа : УГАТУ, 2003. 162 с.
3. Абрамович, Г. Н. Прикладная газовая динамика / Г. Н. Абрамович. М. : Наука, 1969. 824 с.