

УДК 621.431.75

И.А. КРИВОШЕЕВ

Уфимский государственный авиационный технический университет, Уфа, Россия

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СИСТЕМЫ ПОДДЕРЖКИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ И ИМИТАЦИОННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРИ СИСТЕМНОМ ПРОЕКТИРОВАНИИ 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.

проектирование двигателя, поддержка принятия решения, модель компрессора

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 (термогазодинамика, кинематика, механика и т.д.), конструкторский (возможность сборки, материалы, прочность, допуски,..), технологический (виды, режимы и последовательность обработки,..). Формирование ИМ ведется средствами развиваемой МетаСАПР/Framework САМСТО [2]. В рамках

соответствующих «приложений» в виде специализированных СИМ (систем имитационного моделирования типа DVIG, KOMPR) 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 согласованное внешнее и внутренне 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).

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 (БД_{СТ}) надсистемы. Тем самым обеспечивается опора на критерии оптимизации (заданные для отдельных параметров весовые коэффициенты b_i) и параметры надсистемы и статистику по достижению критериев эффективности для разных альтернатив. В то же время основные строки в БД_{СТ} 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 БД_{СТ} 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 БД_{СТ} для СЭ первого уровня (страта 1) – Система вооружений, для принятия решений по одному из ФЭ в ее составе – «Надсистеме» с использование 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. 1 схематично показана последовательность принятия решений (с помощью СППР) и построение модели ФЭ 2 уровня (страты), который по отношению к Двигателю условно назван «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 имитационная модель (ИМ) внутренней структуры изделия (самолета) на уровне ФЭ-подсистем самолета (рис. 1). 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.

Одновременно уточняется ИМ «Надсистемы» (самолета) – номенклатура параметров в ее БД, заполнение в ней столбцов, в т.ч. 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 т.ч. безразмерной поляры 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 БД_{СТ} 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. 2. Здесь особенностью является то, что Движитель (как общий ФЭ в составе СУ и Планера) является нагрузкой для двигателя и приходится устанавливать с этим ФЭ информационную связь и учитывать принятые по Движителю решения при выборе вида двигателя.

Все перечисленное позволяет достроить функциональное дерево проекта и соответствующую ИМ до уровня 3, где детализируется внутренняя струк-

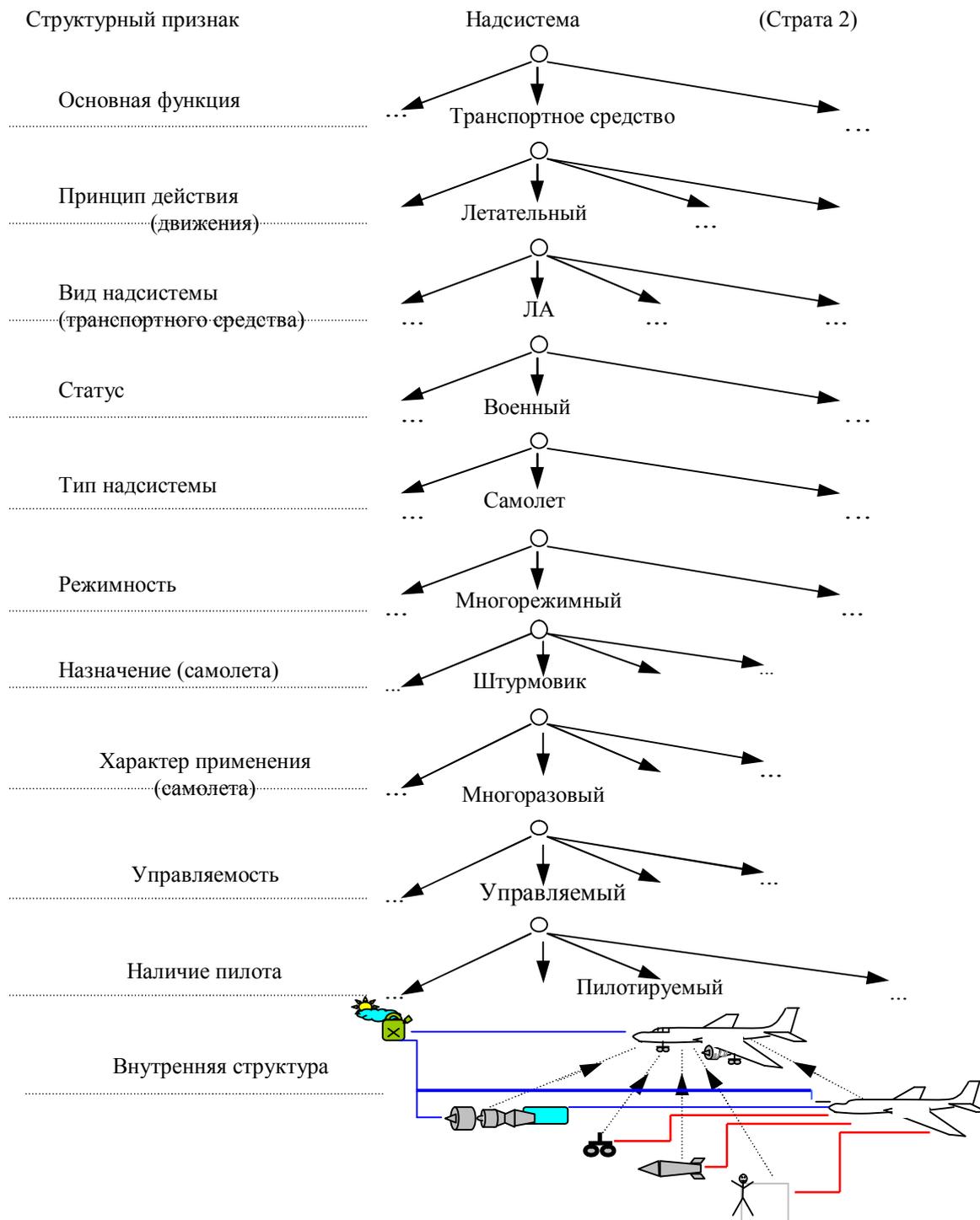


Рис. 1. Схема принятия решений в процессе формирования внутренней структуры ФЭ 2 уровня «Надсистема» (в данном случае ЛА) в составе ФЭ 1 уровня «Система вооружений»

тура СУ (рис. 3) 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 пото-

ка топлива (от двигателя к САУ, а от нее к топливной системе).

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. 3), т.е. как траекторные задачи.

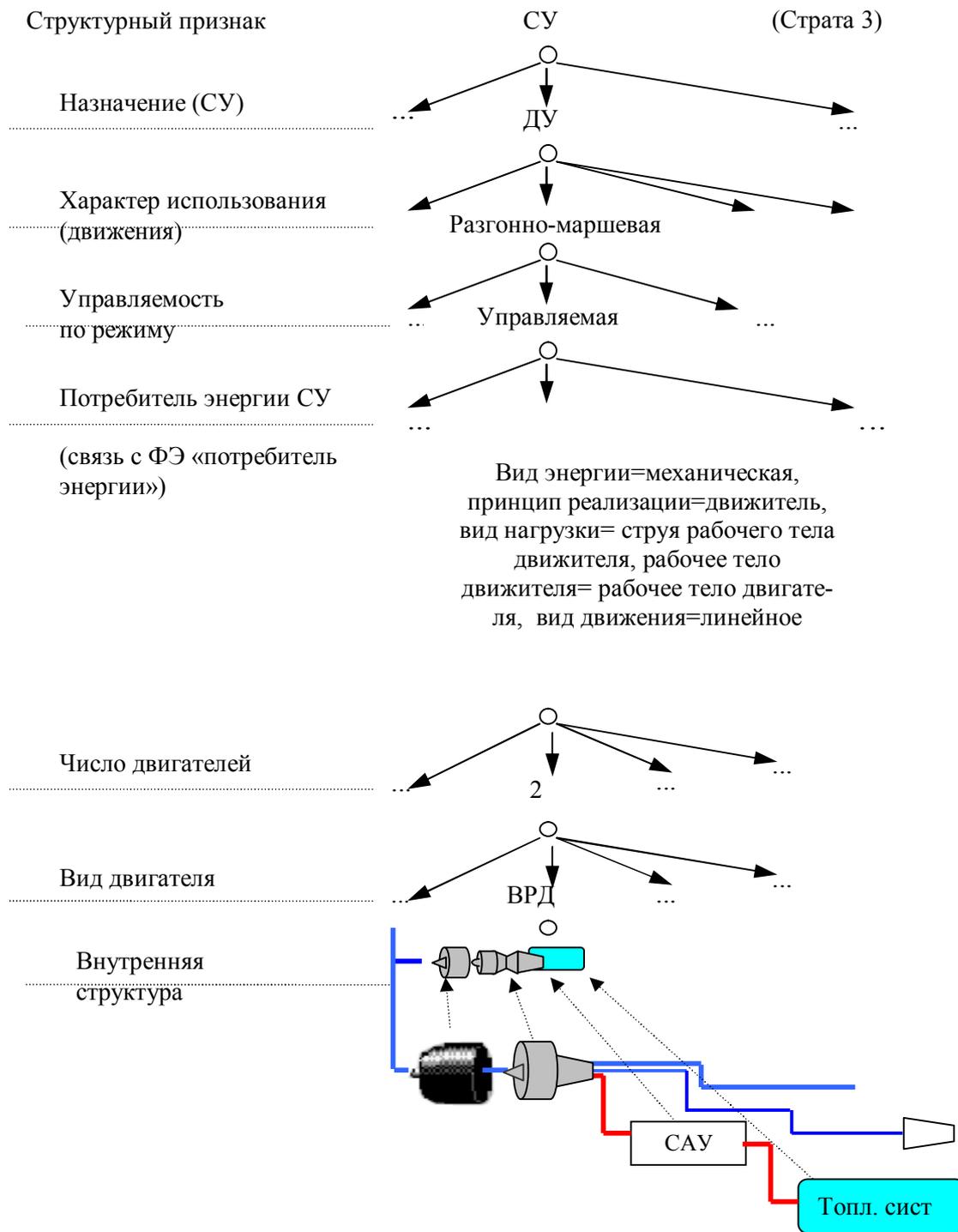


Рис. 2. Схема принятия решений при формировании внутренней структуры ФЭ 3 уровня «Силовая установка» в составе ФЭ 2 уровня «самолет»

Как и выше, решение получается с использованием базовых параметров по прототипу (в т.ч. безразмерной полярности планера, предварительных эмпирических зависимостей по двигателю вида ВРД), с оптимизацией указанных параметров (с помощью весовых коэффициентов) получить во втором при-

ближении параметры двигателя (и других ФЭ СУ – ВЗ, САУ и Топливной системы). Добавление вновь полученных параметров и данных по ним в БД_{СТ} по СУ (ДУ) с использованием классификатора СУ позволяет с помощью СППР принять решения по Двигателю (Тип двигателя = ТРД(Д),

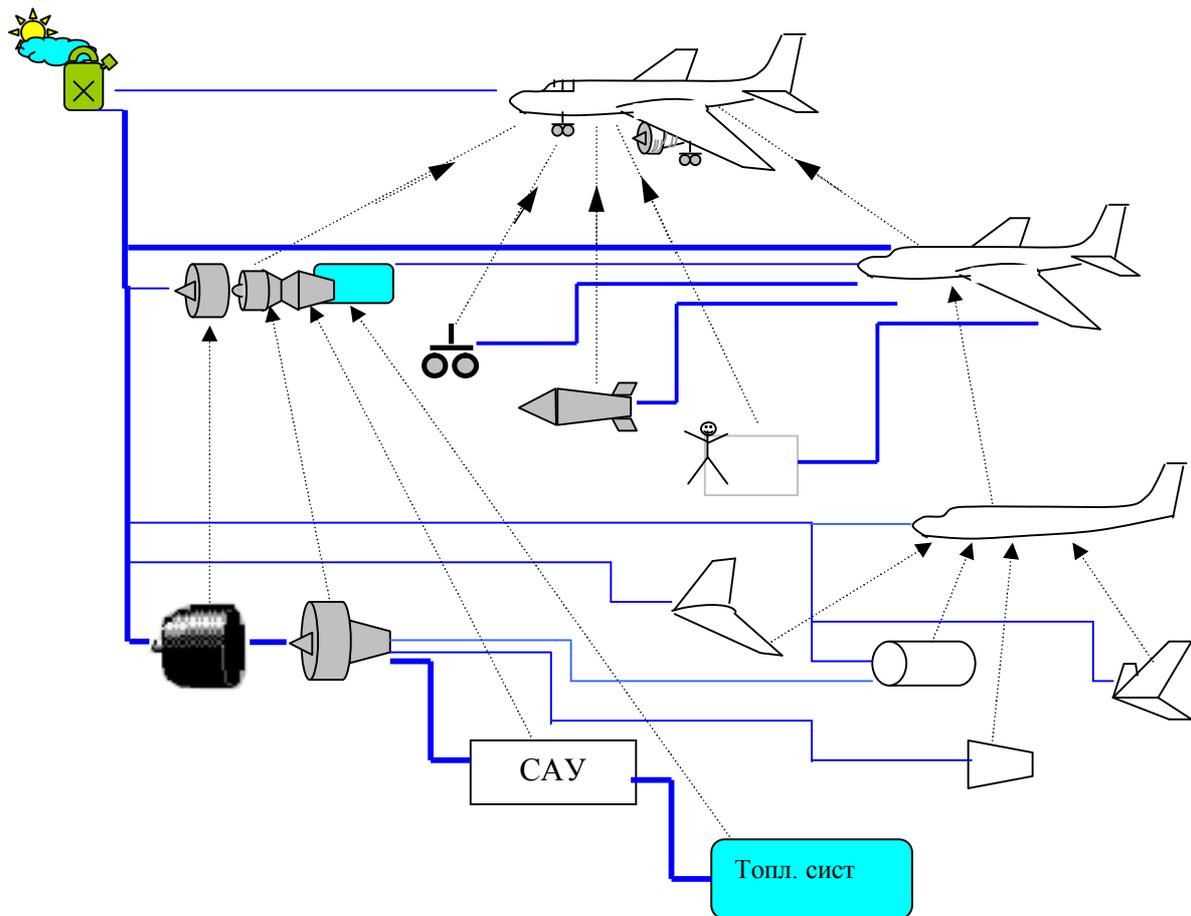


Рис. 3. Трехуровневая имитационная (функциональная) модель-дерево проекта самолета с СУ на основе ВРД (два двигателя), расположенных в гондолах

число роторов = 2, схема последовательная и т.д.). Порядок принятия таких решений показана на рис. 4 и 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 ГАЗ на них показана, а передача весовых коэффициентов оптимизации «сверху вниз» производится с помо-

щью алгоритмов M_2 на основе сетевого представления моделей ФЭ (объектов).

Так, на рис. 7 показана модель двухвального ТРД с детализацией на 7 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 БД_{СТ} 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 БД_{СТ} ФЭ

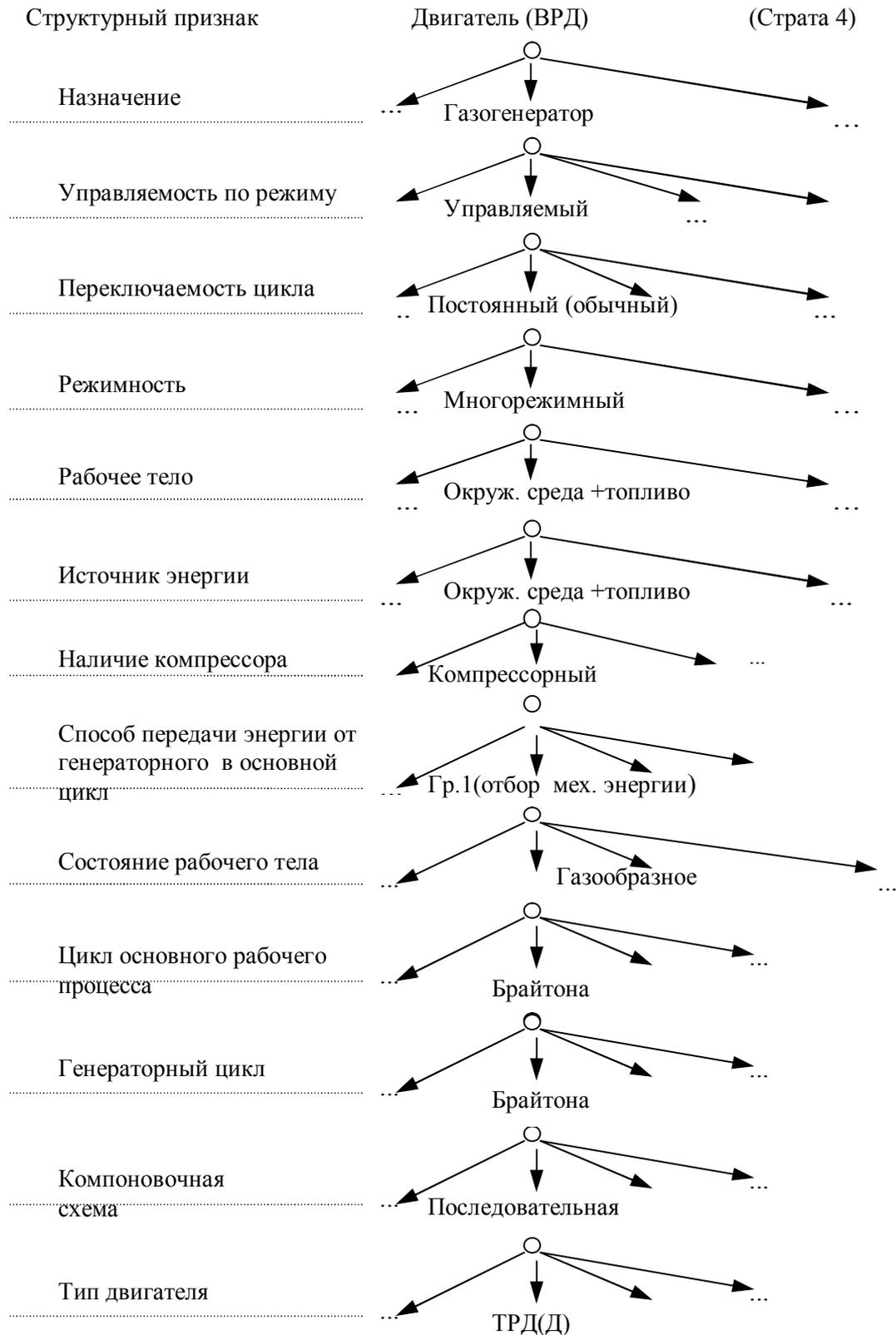


Рис. 4. Схема принятия решений по ФЭ Двигатель (продолжение – рис. 5)

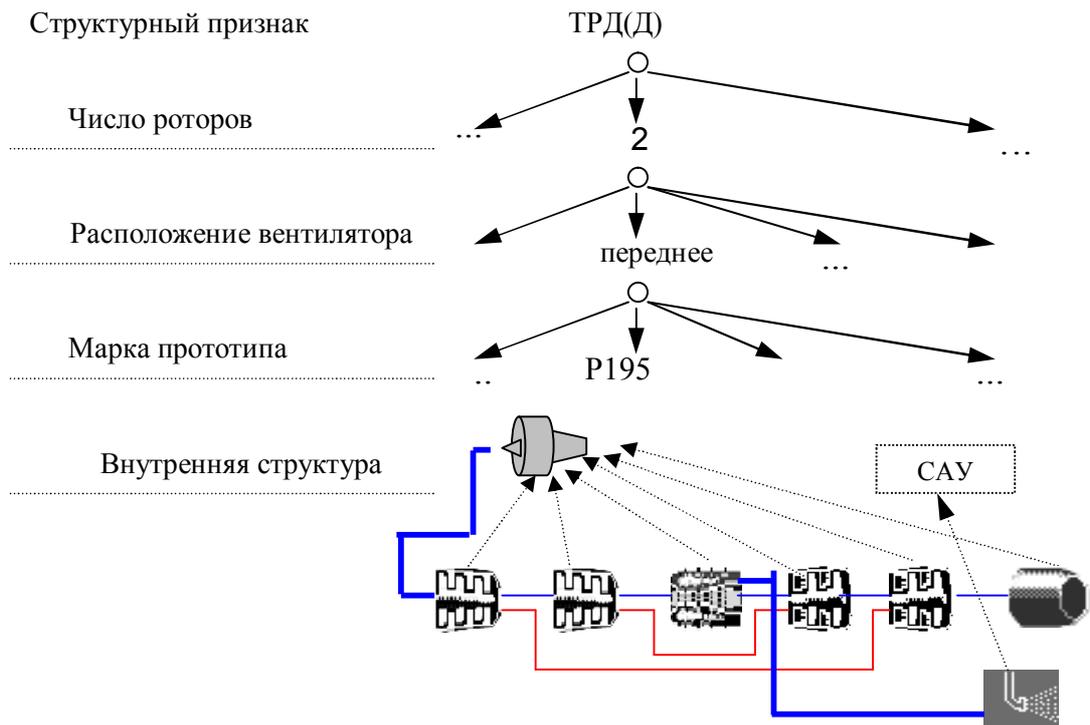


Рис. 5. Схема принятия решений по внутренней структуре ФЭ Двигатель (начало – рис. 4)

«Самолет» (или в БД_{СТ} 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 т.ч. регулирования), но и характеристики регулятора, учесть динамические характеристики двигателя. Получение этих характеристик позволяет вновь нарастить и заполнить данными БД_{СТ} ФЭ «СУ» (или БД_{СТ} 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 формализовано 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

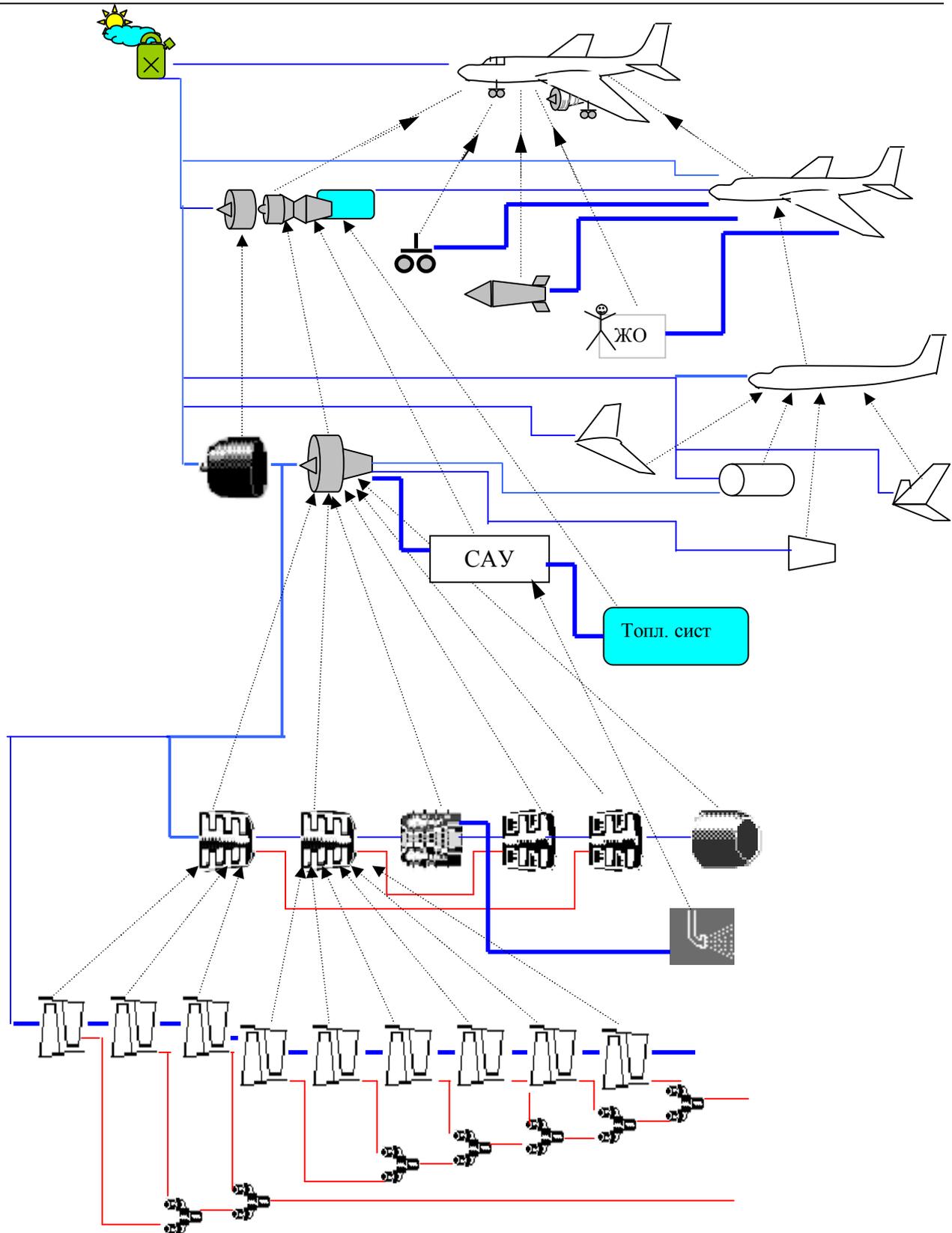


Рис. 7. Пятиуровневая имитационная (функциональная) модель самолета с СУ на основе двух двигателей типа 2-х валных ТРД, расположенных в гондолах, с выделением на уровне 6 ФЭ – ступеней каскадов НД и ВД компрессоров и регулятора подачи топлива

На основе этого однозначно строится функциональная модель КС из ФЭ типа Корпус, Жаровая труба, Входной диффузор, Фронтное устройство, Вы-

ходной конфузор. Связи между ними моделируются информационными потоками ГАЗ, СИЛЫ, ГЕОМ.

Решения по двухкаскадной турбине принимаются

аналогично, как и по компрессору – для чего БД_{СТ} 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. 7) имеются потоки типа ГАЗ с подводом к ТВД и ТНД охлаждающего воздуха. Основные связи для ФЭ ТВД и ТНД – типа ГАЗ, СИЛЫ и GEOM.

Таким же образом принимаются решения по структурным признакам каскадов турбины – ТВД и ТНД. Для этого БД_{СТ} 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”

После формирования внутренней структуры ФЭ КНД, 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 режим-

но-конструкторских параметров ступеней. При этом для каждой ступени задаются свои базовые значения (прототипа и т.д.), характеристики в БД_р (в первом и последующих приближениях, вначале безразмерные), эмпирические зависимости (σ , ξ , ... от φ , b , π_{CT} , λ_1 , W_1 , u , ΔW , ...) и т.д.

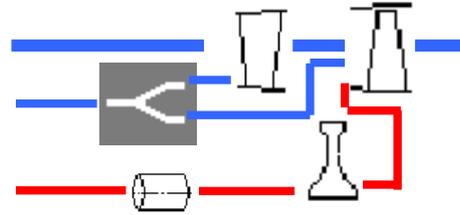


Рис. 8. Имитационная (функциональная) модель ФЭ 8 уровня ”Осевая охлаждаемая ступень турбины” с детализацией на ФЭ 8 уровня (лопаточные венцы) в дереве проекта двигателя

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 = ($D=const$), Шаг по окружности = $const$, 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).

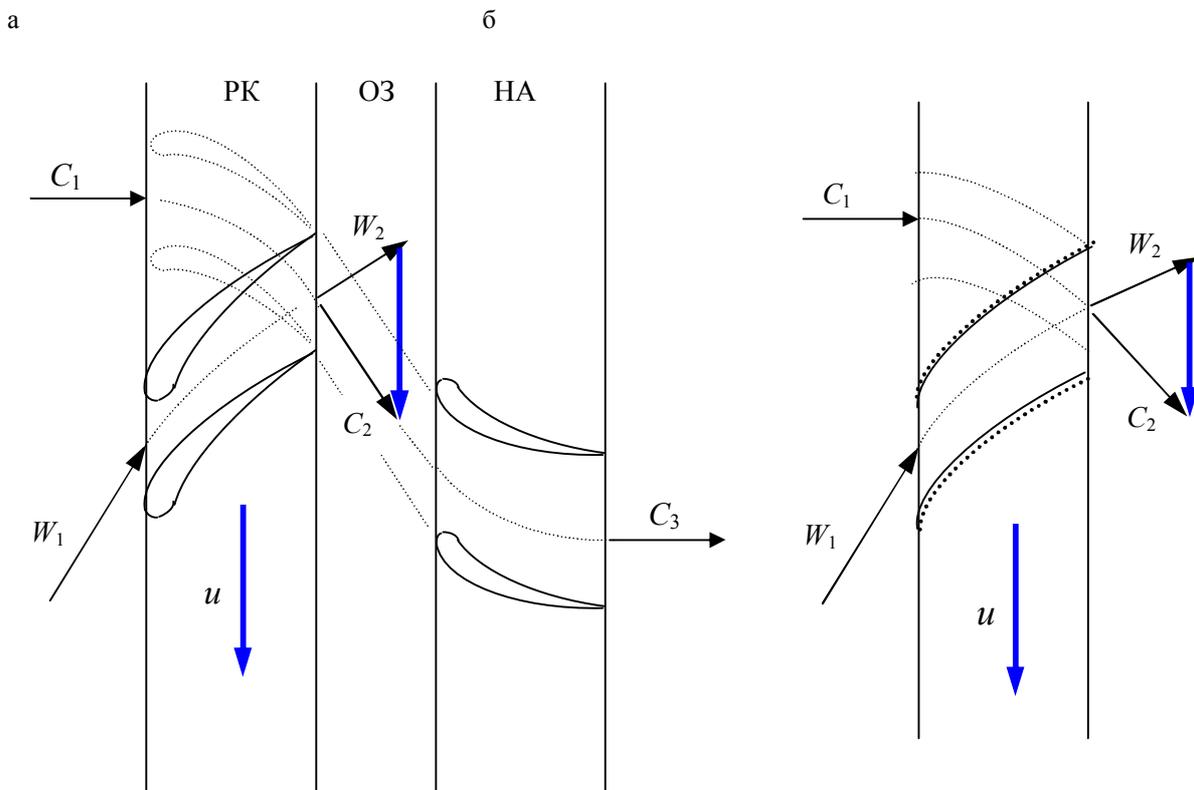


Рис. 9. Схема ФЭ 9 уровня МЛК (межлопаточных каналов) в составе ФЭ “Ступень каскада компрессора”: а – схема ступени с «эквивалентным каналом», б – схема межлопаточного и «эквивалентного» канала в РК

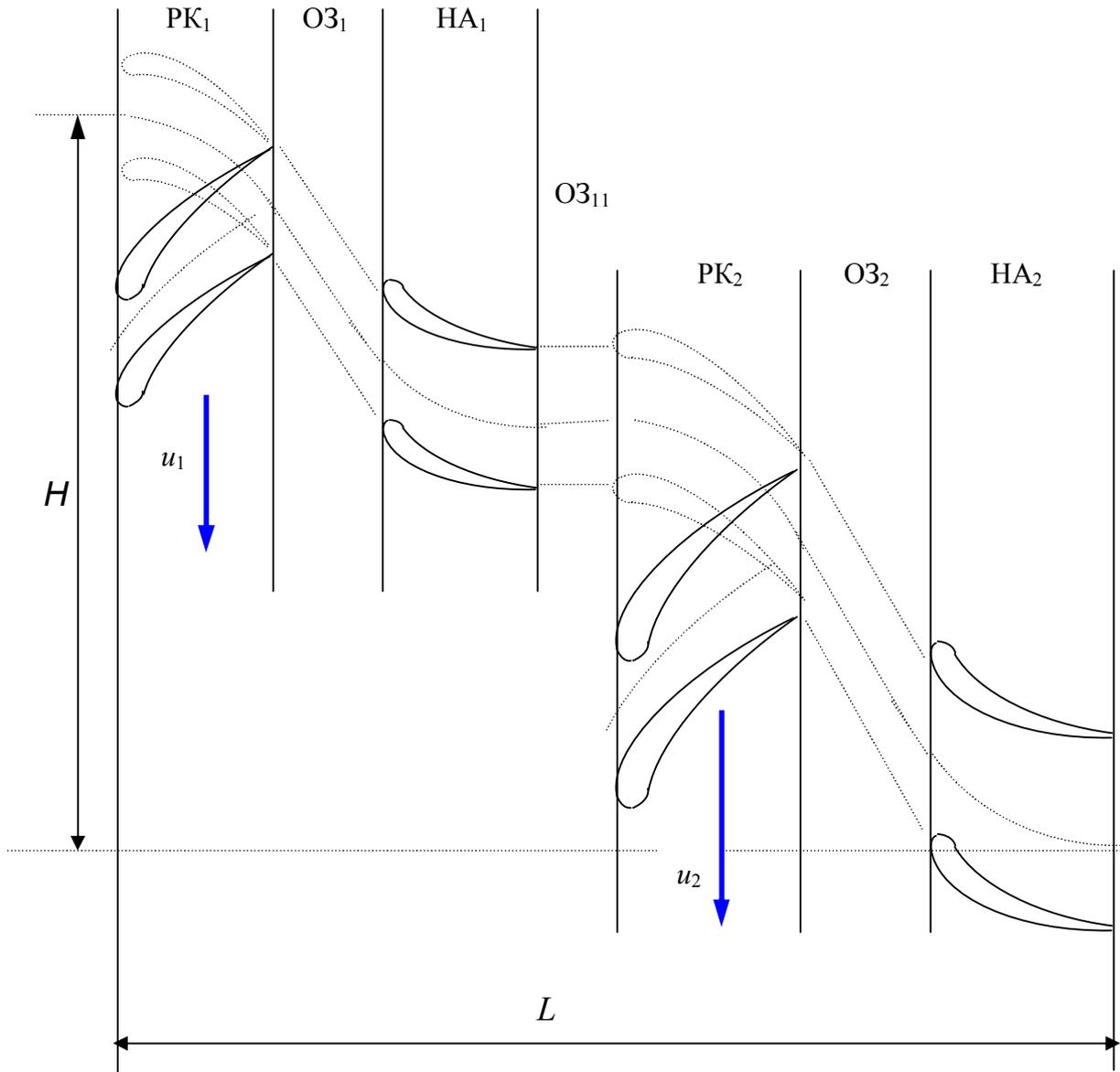


Рис. 10. Схема «эквивалентного канала», составленного из ФЭ типа «МЛК» и ЭК, позволяющего анализировать течение в компрессоре в абсолютном и относительном движении одновременно

Для ФЭ «МЛК РК» имеется 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 $u/C_{\text{ср}}$. 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 неизэнтропическому (и неизотермическому) течению: в упрощенной постановке $H_T = u\Delta c_u$;

$$\Delta T^* = \frac{u\Delta c_u}{c_p} \text{ или для элементарного участка течения}$$

$$dT^* = \frac{u \cdot d c_u}{c_p}. \text{ Газ в ЭК РК находится под воздейст-}$$

вием 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 относи-

тельно средней линии МЛК, отставание потока по углу в абсолютном Θ , а затем и в относительном движении δ . Условный “эквивалентный канал” (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.

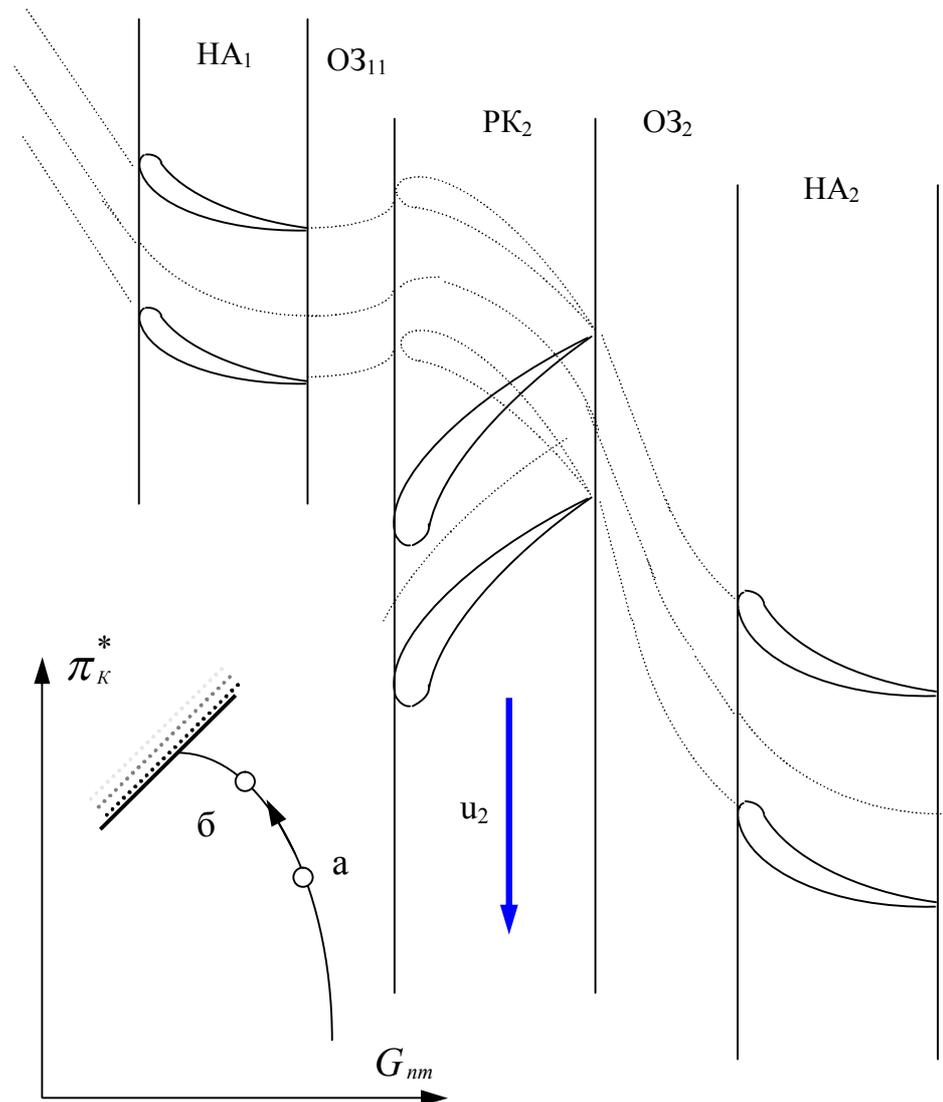


Рис. 11. Схема течения в эквивалентном канале на режиме повышенной напорности (уменьшение \bar{c}_a)

Нетрудно увидеть, что форма ЭК (рис. 11 и 12) 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 одной и той же частицы в ок-

ружном направлении в абсолютном и относительном движении $\Delta H = \int \frac{ds}{\bar{c}_a} \approx \frac{\Delta s}{(\bar{c}_a)_{cp}}$, где Δs – 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 кривые конфузур, это также приводит к увеличению потерь, но без срыва потока и без помпажа.

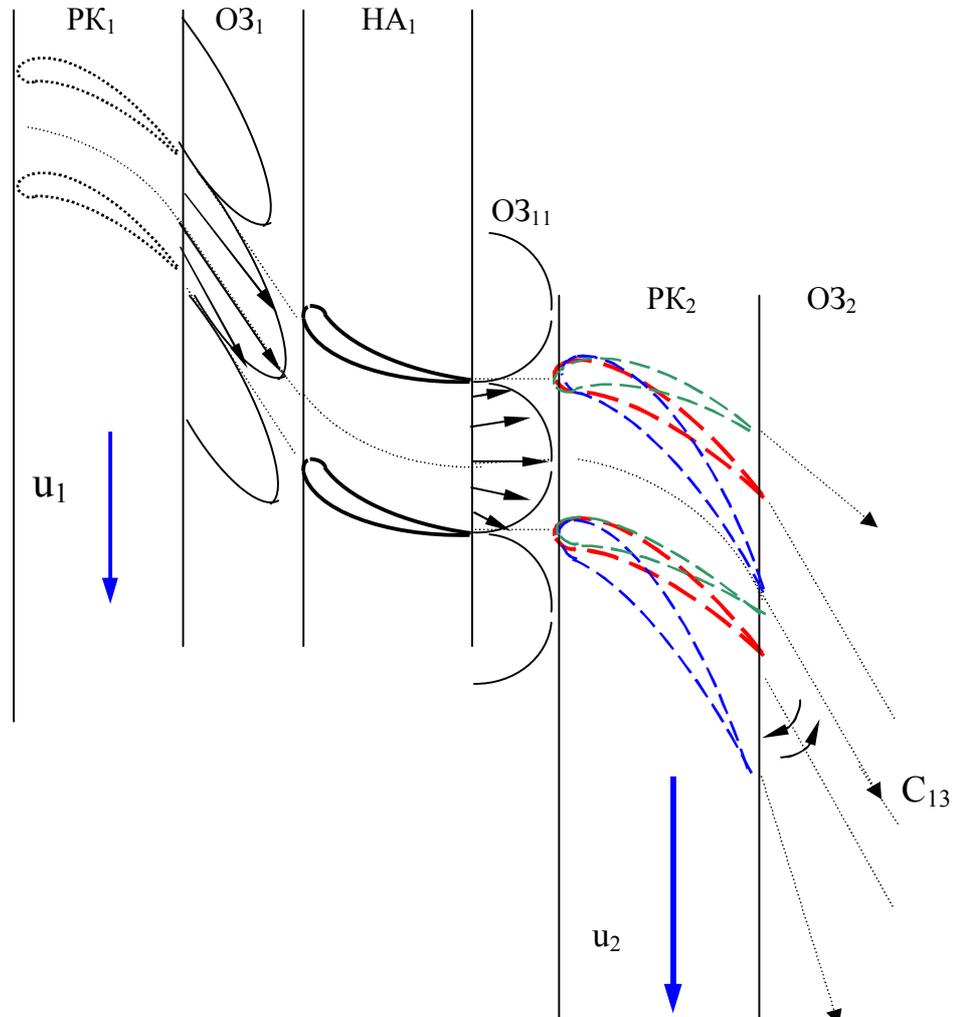


Рис. 12. Схема колебаний формы и положения ЭК в РК в связи с девиацией вектора скорости на входе – на выходе из предыдущего ЛВ (лопаточного венца)

Кроме того, из рис. 12 видно, что на режиме повышенной напорности в ОЗ за НА возникают короткие кривые (безлопаточные) конфузур. 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 δH с относительными изменениями воз-

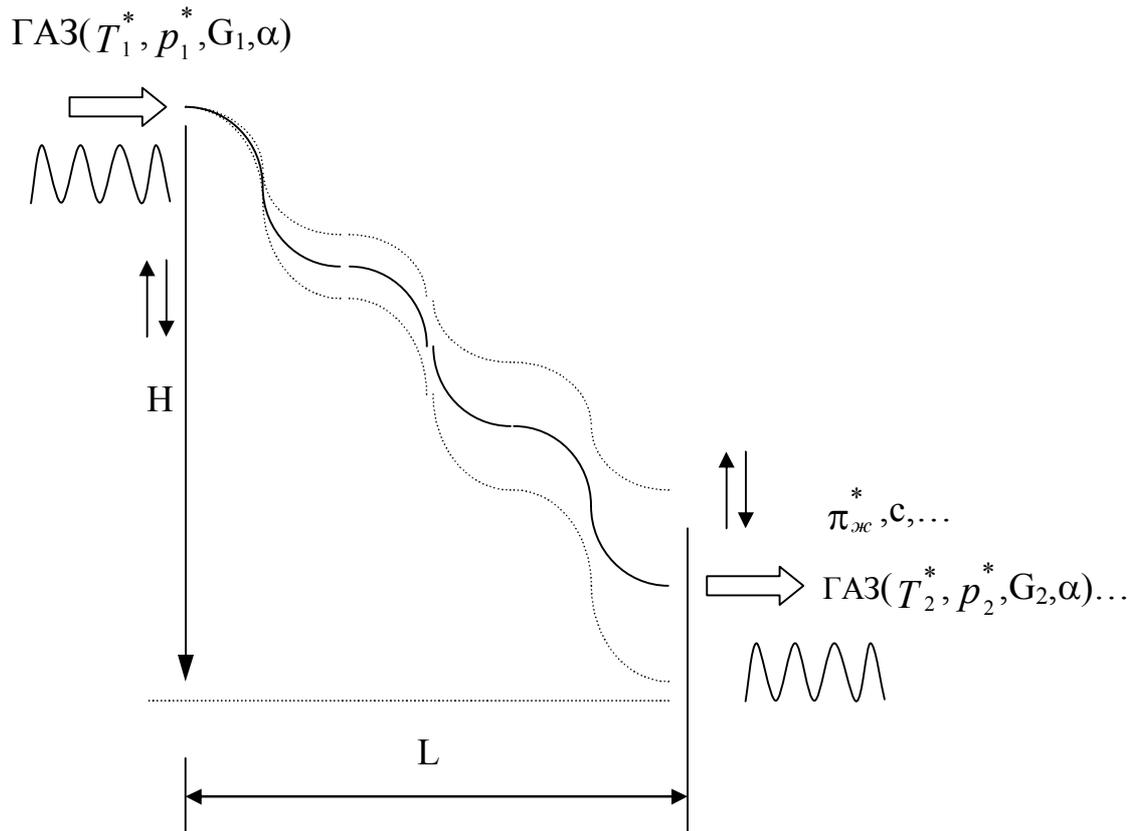


Рис. 13. Схема колебаний эквивалентного канала (за счет возбуждения, например, девиации вектора скорости за лопаточными венцами и т.д.)

действий δn , δG , δc , с изменением $\delta \pi_k^*$, $\delta \eta_k^*$, ... через изменение времени $d\tau$ и параметры: π_{k0}^* , число ступеней n_{CT} , напорность ступеней π_{cmi}^* , 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: $\delta \pi_k^*$, $\delta \eta_k^*$ 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 т.ч. 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

$$H \approx \frac{L}{2} \frac{(c_{u2})_{cp}}{(c_a)_{cp}} = \frac{L}{2} (\operatorname{ctg} \alpha_2)_{cp}, \text{ которое вытекает из}$$

кинематического условия:

$$H = \int_0^{\tau_k} c_u d\tau; \quad L = \int_0^{\tau_k} c_a d\tau;$$

где τ_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 $\Delta T^*(x) = \frac{[\Delta c_u(x)]^2}{2 c_p}$ и текущего значения $\pi^*(x) = \sigma(x) \left[1 + \frac{[\Delta c_u(x)]^2}{2 c_p} \frac{k}{k-1} \right]$.

кон изменения $\Delta T^*(x) = \frac{[\Delta c_u(x)]^2}{2 c_p}$ и текущего значения

$$\pi^*(x) = \sigma(x) \left[1 + \frac{[\Delta c_u(x)]^2}{2 c_p} \frac{k}{k-1} \right].$$

Поскольку

$$\operatorname{ctg} \alpha(x) = \frac{c_u}{c_a} = \frac{dy}{dx} \text{ и } \operatorname{ctg} \beta(x) = \frac{u - c_u}{c_a} = \frac{d y_w}{dx},$$

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

$$\Delta y \Big|_D^A = \int \frac{u}{c_a(x)} dx \approx \frac{u}{c_{a,m}} S.$$

Сами же траектории определяются по закону

$$y = \int_{x_1}^x \frac{c_a(x)}{c_a(x)} dx \text{ и } y_w = \int_{x_1}^x \frac{u - c_a(x)}{c_a(x)} dx \text{ соответственно.}$$

Таким образом, траектория в абсолютном движении (кривая АВ) определяется значениями α_1 и α_2 , требуемой степенью повышения давления в ступени π_{cm}^* , шириной S венца и характером распределения $\frac{c_a(x)}{c_a(x)}$, 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

$$\frac{w_a(x)}{c_a(x)} = \frac{u - c_a(x)}{c_a(x)} \text{ и законы } \beta(x) \text{ и } \frac{d y_w}{dx}(x). \text{ Чем}$$

больше $\frac{u}{c_{acc}} S$, тем больше размер $\Delta y \Big|_D^A$ по фрон-

ту венца, тем больше реактивность ступени (в данном сечении) ρ . При уменьшении $\frac{u}{c_{acc}} S$ может по-

лучиться $\Delta y \Big|_D^A = \Delta y \Big|_B^A$ и $\Delta y \Big|_B^D = 0$, 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 $H_{PK} = S \left(\frac{u}{c_{a-p}} - \operatorname{ctg} \gamma \right)$, где γ – угол установки лопатки в РК.

Аналогично для всей лопаточной машины поперечный снос потока, характеризующий производимую работу $H_{ЛМ} = \sum H_{PK i} + \sum (S_{HA} \operatorname{ctg} \gamma_{HA})_i$, где i – номер ступени. Более точно характеризует работу ступени суммарный снос потока во всех РК лопаточной машины $H = \sum H_{PK i}$. Во всех случаях H однозначно связано с величиной $\frac{u}{c_{a-p}}$ 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 $\frac{u}{c_{a-p}}$ ниже расчет-

ного 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 $\alpha = 2 \operatorname{arctg} \left[\frac{zt}{2 S_M} (\sin \alpha_{2Л} - \sin \alpha_2) \right]$, где t – шаг

решетки РК, $\alpha_{2Л}$ – “лопаточный” угол на входе в НА, z – число лопаток, α_2 – кинематический угол выхода газа из РК.

Полагая, что δ_2 – угол отставания потока (в относительном движении) на выходе из РК, получим $\alpha = 2 \operatorname{arctg} \left\{ \frac{zt}{2 S_M} [\sin \alpha_{2Л} - \sin \{ \operatorname{arccctg} \left[\frac{u}{c_{2a}} - \operatorname{ctg}(\beta_{2Л} - \delta_2) \}] \right] \right\}$, 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 α 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° и влияние нерасчетности по α_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 $n = 100,5\%$; $z=24$; $G_{ПП} = 62,2 \text{ кг/с}$; $\pi_{\kappa}^* = 3,72$; $\eta_{\kappa}^* = 0,79$; $\pi_{смГ}^* = 1,814 \div 1,86$. Учтено, что на расчетном режиме: $G_{ПП} = 65 \text{ кг/с}$; $\pi_{\kappa}^* = 3,55$; $\pi_{см}^* = 1,55$; $C_{1a}=210 \text{ м/с}$; $C_{2a}=200 \text{ м/с}$. Отсюда получено: $C_{2a}=129 \div 137,2 \text{ м/с}$. 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.

Таблица 1

Дополнительные исходные данные и результаты расчетов угла раскрытия эквивалентного диффузора для ЭК в ОЗ

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

Также непредставительны результаты при учете реального угла отставания δ_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, т.к. 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 α 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 НИИ САПР-Д успешно используется при трехмерном моделировании течения в лопаточных машинах на этапе конструирования с использованием CAD/CAE-систем.

Отдельного рассмотрения требует моделирование обратных течений в ступенях и разгрузочных полостях двигателя. На рис. 14 условно показаны ступени компрессора (при барабанно-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.

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 отрица-

тельного). 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 обеспечиваются $K_G = 1$ в конфузорах, при этом с учетом обратного перепада давления на первом конфузоре (для РП₁) расход G окажется отрицательным. Сообщение РП₂ с атмосферой моделируется ФЭ типа Сопло.

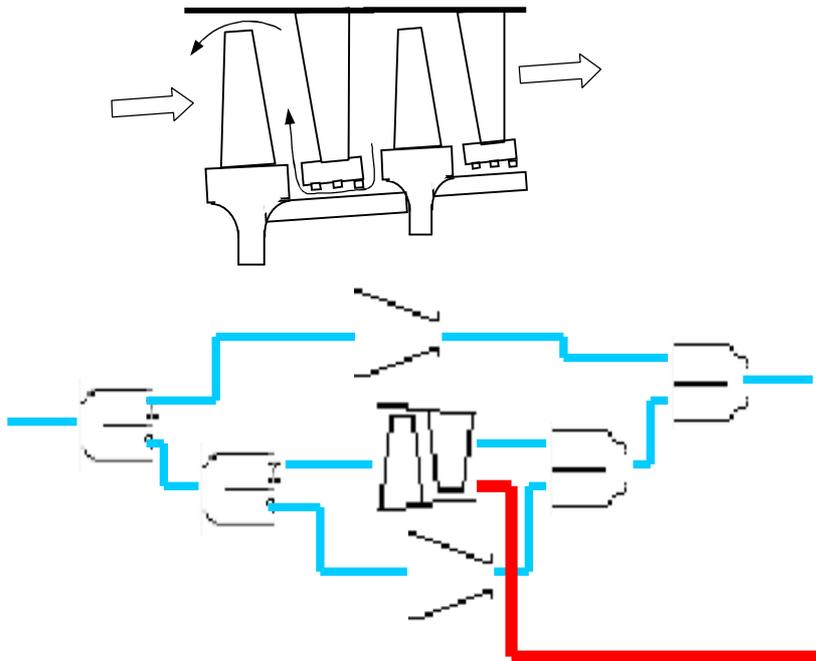


Рис. 14. Моделирование ступени компрессора с учетом обратных перетеканий в лабиринтных уплотнениях и через радиальный зазор

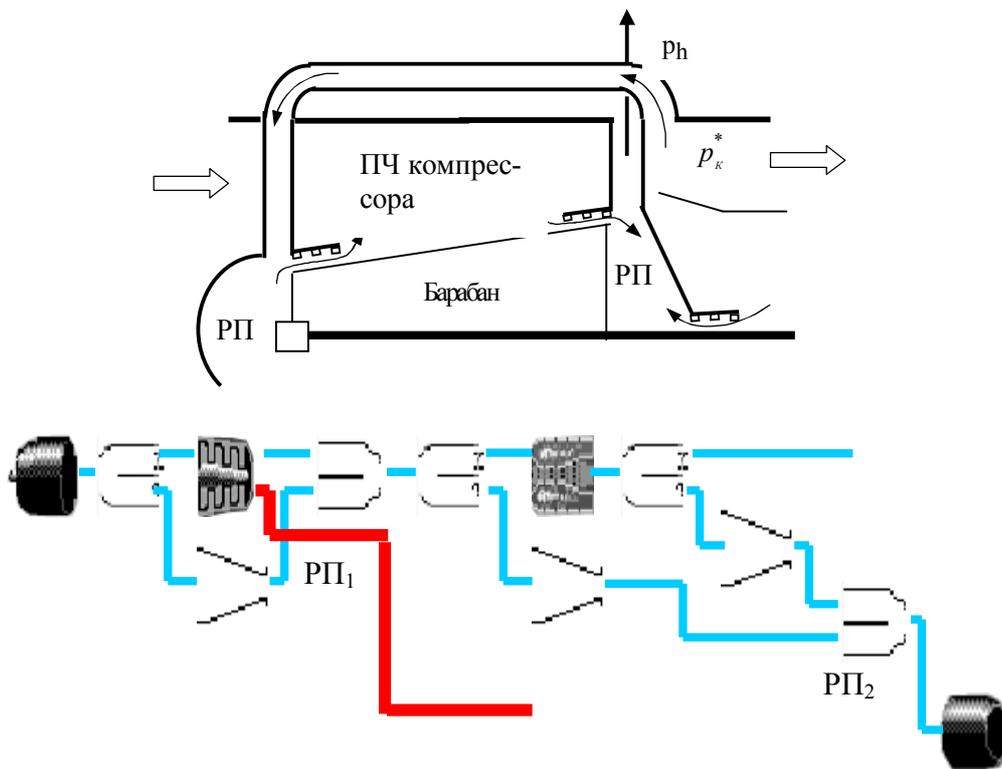


Рис. 15. Схема и фрагмент модели двигателя на уровне ФЭ узлов, где кроме ПЧ компрессора моделируется течение в разгрузочных полостях

Таким образом, разработанная открытая технология создания и развития систем имитационного моделирования (СИМ) на основе МетаСАПР/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.

Литература

1. Кривошеев И.А. Автоматизация системного проектирования авиационных двигателей: Автореф.

дис... д-ра техн. наук. – Уфа: Уфимск. гос. авиац. техн. ун-т, 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, Х.С. Гумеров, Д.Г. Кожинов, О.Н. Иванова. – Уфа: УГАТУ, 2003. – 162 с.

3. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. – М.: Наука, 1969. – 824 с.

Поступила в редакцию 15.10.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.В.Епифанов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.