

АВТОМАТИЗАЦИЯ РАННИХ СТАДИЙ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОНСТРУКЦИИ И АНАЛИЗ ПРОГРАММ РЕГУЛИРОВАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ВРД И НАЗЕМНЫХ ЭУ

А. Е. Кишалов¹, Д. А. Ахмедзянов²

¹kishalov@ufanet.ru, ²ada@ugatu.ac.ru

ФГБОУ ВО «Уфимский государственный авиационный технический университет» (УГАТУ)

Поступила в редакцию 03.09.2021

Аннотация. Описана разработанная экспертная система поддержки принятия решения при проектировании конструкции и выбора материалов для основных деталей и сборочных узлов проточной части авиационных ВРД и наземных энергетических установок (ЭУ). Конструкция основных узлов и предлагаемые экспертной системой материалы сравнены с конструкциями моделируемых двигателей. Рассмотрены вопросы термогазодинамического моделирования двигателей совместно с их системой автоматического управления, контроля и диагностики. Приведены примеры моделирования ВРД и наземных энергетических установок на различных установившихся и переходных режимах. Приведены результаты сравнения данных экспериментов и результатов моделирования.

Ключевые слова: ВРД; конструкция основных элементов; выбор материалов; САУКиД; математическое моделирование.

ВВЕДЕНИЕ

Современные авиационные воздушно-реактивные двигатели (ВРД) отличаются от предыдущих поколений чрезвычайно высоким уровнем параметров газового потока проточной части (ПЧ), низким удельным расходом топлива, низким удельным весом и высокой удельной тягой. При этом для ускорения процесса проектирования и, следовательно, для сокращения времени разработки изделия в целом, в настоящее время широко применяются различные программные комплексы и экспертные системы (ЭС) [1, 2]. Данные комплексы позволяют проводить сложные термогазодинамические расчеты установок любых схем и конструкций, выполнять их прочностной анализ с учетом действующих нагрузок, а также решать различные оптимизационные задачи, которые направлены на поиск параметров, способных обеспечить требования, предъявляемые к современным ВРД и наземным ЭУ [3].

БАЗА ДАННЫХ И ЭКСПЕРТНАЯ СИСТЕМА

ЭС «АМ» [4] разработана на базе системы имитационного моделирования (СИМ) Dvlgw при помощи FrameWork САМСТО. На основе термогазодинамического расчета ВРД ЭС выполняет проектирование конструктивного облика его основных узлов (входное устройство, компрессор, камера сгорания (КС), турбина, форсажная камера (ФК), реактивное сопло (РС) или выходное устройство), оценивает тепловое и напряженно-деформированное состояние основных деталей и сборочных единиц ПЧ в зависимости от физико-механических свойств анализируемых материалов (из БД), оценивает запасы статической прочности и подбирает оптимальные материалы [3, 5]. Поиск оптимума для применяемых в конструкции материалов осуществляется при помощи перебора различных вариантов материалов для различных вариантов конструкции основных узлов, назначении каждому из вариантов определенных бал-

лов (за прочность, износо- и термостойкость, вес, технологичность и т.п.) и формирования списка из вариантов, набравших максимальные баллы.

Для обеспечения работоспособности изделия во всех возможных режимах и условиях работы необходимо выполнять подобные расчеты на этих режимах. Система автоматического управления, контроля и диагностики (САУКиД) ВРД (и наземной ЭУ) обеспечивает работу изделия и изменение его характеристик с максимальной эффективностью. Поэтому уже на ранних стадиях проектирования изделия необходимо проводить его моделирование на различных режимах работы (в том числе и переходных) и во всех условиях, совместно с его САУКиД [2].

Разработанная ЭС для выбора материалов основных элементов ПЧ двигателя состоит из отдельных структурных элементов (СЭ) – моделями основных узлов двигателя, СЭ для прочностного анализа и СЭ для выбора материалов (рис. 1). Для передачи информации между СЭ двигателя и СЭ ЭС разработан специальный вид взаимосвязи – информационный поток. ЭС получает от СЭ двигателя термогазодинамические параметры потока на входе и выходе из узла, площади поперечных сечений и другие параметры (например, частота вращения ротора). Некоторые элементы ЭС напрямую соединены с СЭ двигателя, другие элементы ЭС соединены со СЭ двигателя через элементы прочностного анализа.

При моделировании сверхзвукового воздухозаборника ЭС проектирует оптимальную систему плоских скачков для воздухозаборника внешнего сжатия и следующий за ним диффузор (рис. 2).

При моделировании лопаточных машин ЭС выполняет деление работ и КПД по ступеням, определяет геометрические параметры ПЧ, определяет параметры на входе и выходе из ступени, выполняет расчет кинематики потока [6, 7]. Для расчетной ступени проводится расчет параметров по высоте, профилирование, расчет пера на статическую прочность, расчет соединения лопатки с диском, конструирование и расчет диска на разрушающие обороты (рис. 3) [8, 9].

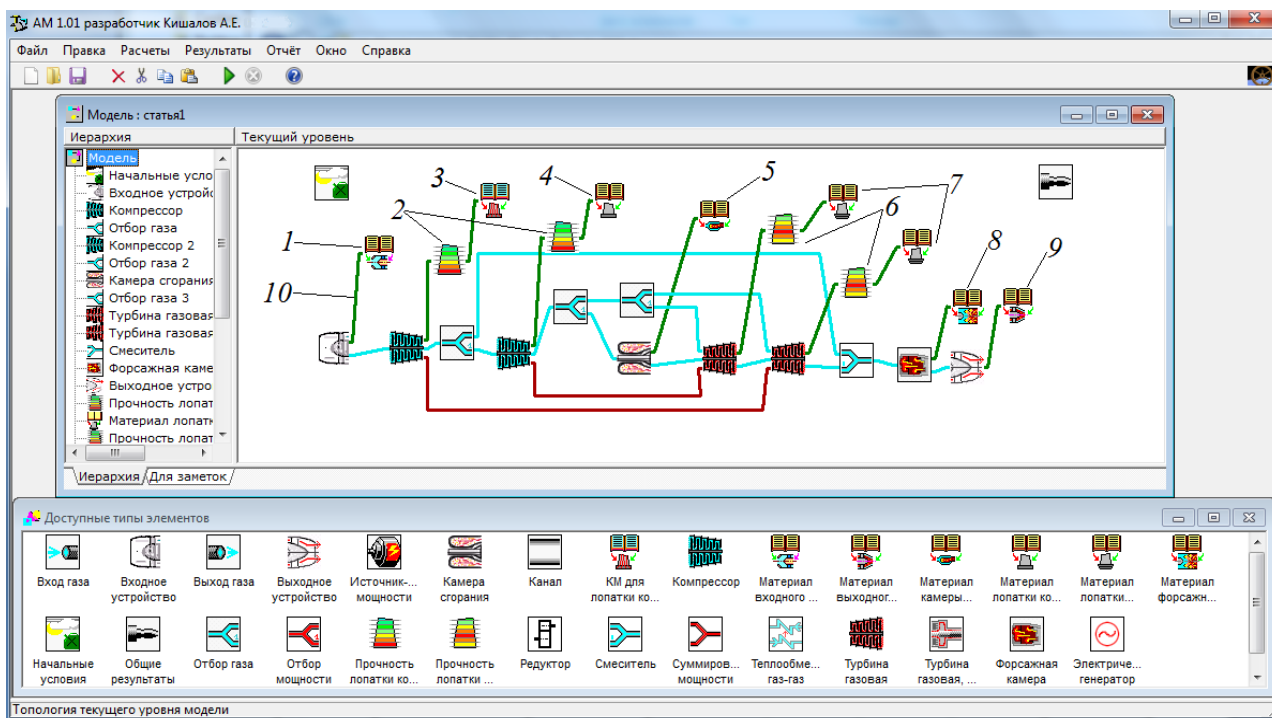


Рис. 1. Топологическая модель ТРДДФсм в ЭС «АМ»:

1 – СЭ для выбора материала входного устройства; 2 – СЭ для прочностного анализа РЛ компрессора; 3 – СЭ для выбора КМ для РЛ компрессора; 4 – СЭ для выбора материала РЛ компрессора; 5 – СЭ для выбора материала корпуса и ЖТ КС; 6 – СЭ для прочностного анализа РЛ турбины; 7 – СЭ для выбора материала РЛ турбины; 8 – СЭ для выбора материала корпуса и теплозащитных экранов ФК; 9 – СЭ для выбора материалов выходного устройства; 10 – информационный поток между СЭ

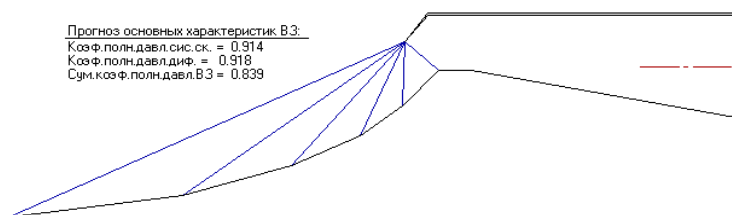


Рис. 2. Схема сверхзвукового входного устройства

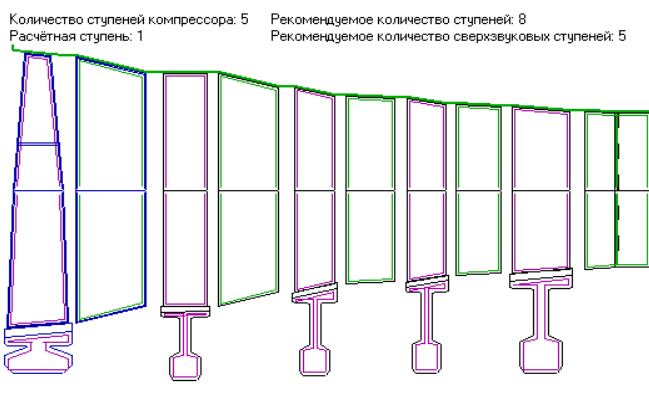


Рис. 3. Схема пятиступенчатого компрессора

В отличие от рабочих лопаток (РЛ) компрессора, лопатки турбины испытывают большие изгибные и термические напряжения. Анализ распределений температурных полей по профильной части пера лопатки и по внутренней поверхности (система охлаждения) в условиях высокой окружной и радиальной неравномерности тепловых и газодинамических полей потока представляет собой отдельную сложную техническую задачу. На практике для проведения прочностного анализа обычно задаются некоторым стандартным распределением. Для более точных вычислений необходимы дополнительные экспериментальные или численные исследования (например, расчеты в ANSYS CFX, показанные на рис. 4).

При моделировании турбины также необходимо указывать долю воздуха, идущего на охлаждение первой ступени и тип системы охлаждения. Глубина охлаждения лопатки определяется в зависимости от указанного типа охлаждения лопатки (шесть вариантов) и доли охлаждающего воздуха, идущего на лопаточный венец [9]. По результатам расчетов на экран выводится схема ПЧ (рис. 5).

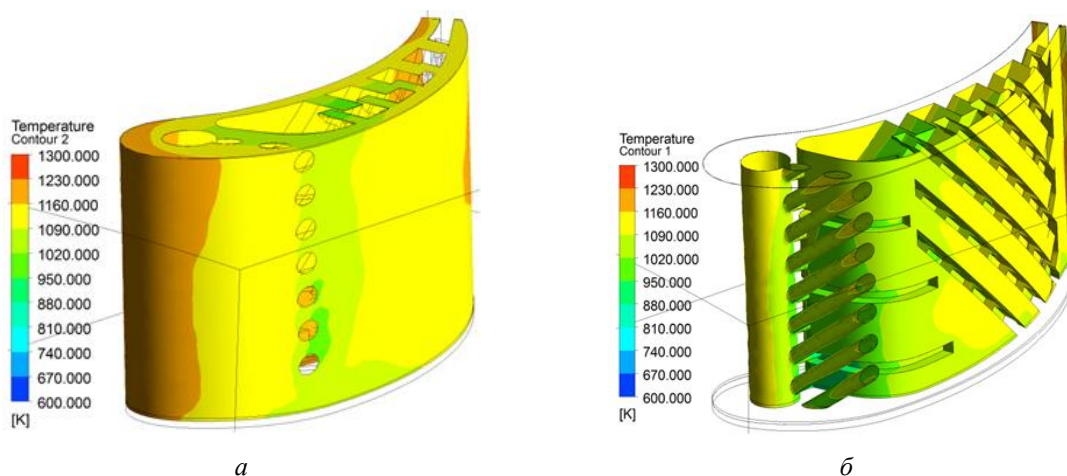


Рис. 4. Расчет теплового состояния охлаждаемой лопатки турбины в ANSYS CFX: а – на профильной части; б – на внутренних поверхностях

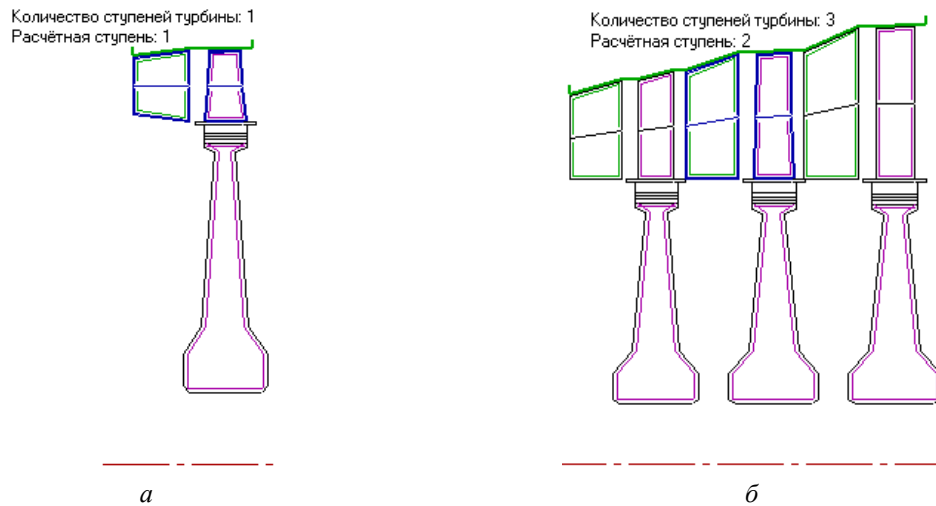


Рис. 5. Схема ПЧ:

a – одноступенчатой осевой турбины; *б* – трехступенчатой свободной турбины

При моделировании КС и ФК проектируется их конструкция, определяется температура пламени в первичной зоне, оценивается эффективность системы охлаждения, рассчитываются тепловые потоки от газа к стенкам ЖТ и от ЖТ к корпусу. Определяются температуры корпуса и ЖТ (рис. 6 и 7).

Также система проектирует конструкцию фронтного устройства ФК (с любым количеством радиальных и кольцевых стабилизаторов), определяет диаметр вписанной в стабилизаторы окружности (для расчета длины смыкания фронтов пламени). По геометрическим характеристикам конструкции ФК определяет гидравлический коэффициент полного давления ФК. Тепловой коэффициент полного давления определяется, исходя из потерь при подводе тепла.



Рис. 6. Схема КС

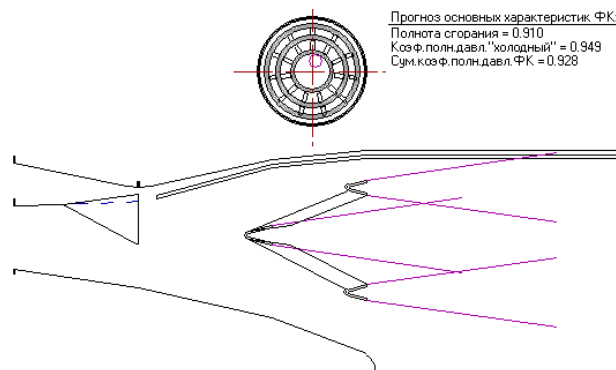


Рис. 7. Схема ФК

В зависимости от схемы двигателя и от настроек СЭ ЭС моделирует следующие варианты выходных устройств: сопло Лавалья (рис. 8), суживающееся сопло (рис. 9), сопло-патрубок. Для всех типов выходных устройств система позволяет оценить их тепловое излучение (пропорциональное площади визируемой поверхности и ее температуре в четвертой степени).

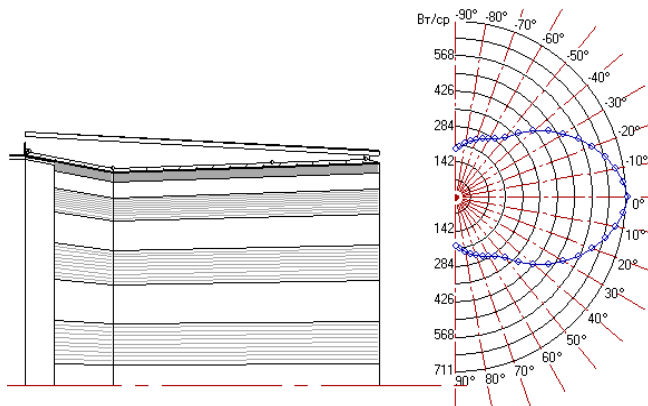


Рис. 8. Схема РС ТРДДФ

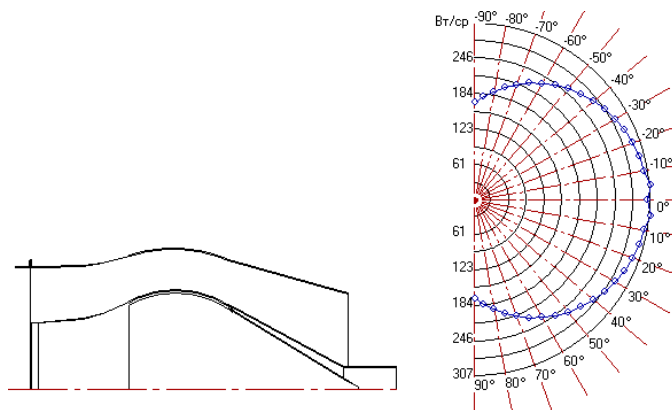


Рис. 9. Схема РС ТРД с малой заметностью

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДВИГАТЕЛЯ СОВМЕСТНО С ЕГО АВТОМАТИКОЙ

Для моделирования ВРД и ЭУ на различных переходных и установившихся режимах совместно с элементами их автоматики в термогазодинамическом аспекте на базе СИМ Dvigwr разработана СИМ Dvig_Otladka2 [10].

На рис. 10 приведена топологическая модель одновального ВРД вместе с элементами его автоматики. В ней при помощи набора СЭ, описывающих элементы САУКиД, реализованы следующие законы: поддержание режима (частоты вращения ротора) насосом-регулятором, ограничение максимальной частоты вращения ротора, ограничение максимальной температуры газов за турбиной, отключение охлаждения турбины на дроссельных режимах.

Для библиотеки СИМ разработаны алгоритмы СЭ моделирующих действие основных элементов автоматики.

Различным набором и настройками СЭ можно моделировать сложные и разветвленные системы управления, реализовывать различные программы регулирования и автоматизировано осуществлять переключение с одного закона на другой [11].

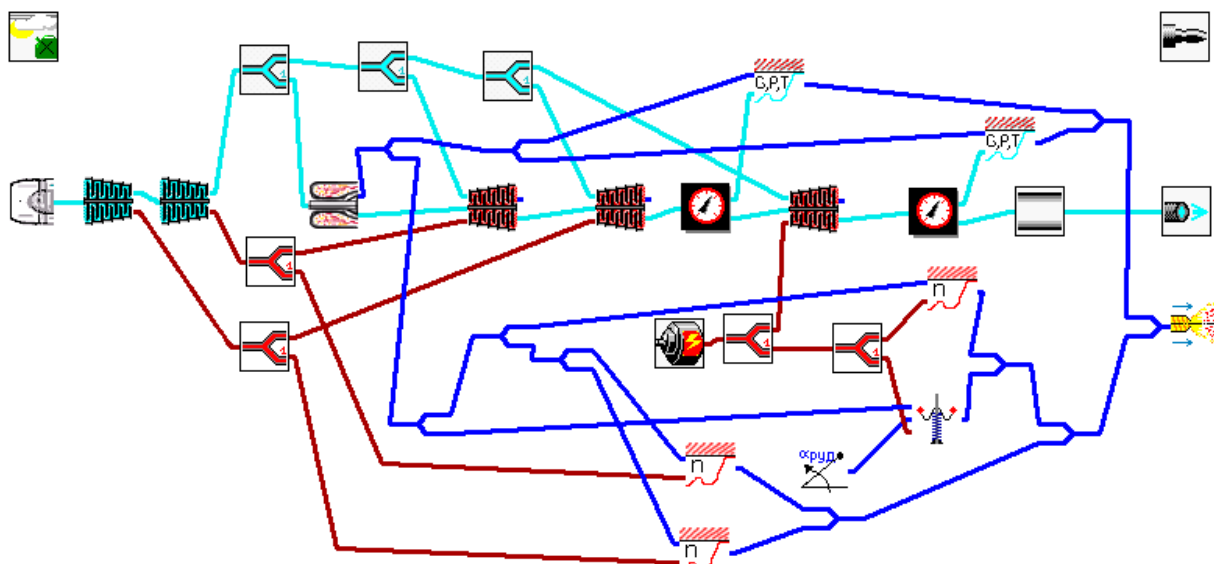


Рис. 10. Модель АЛ-31СТ совместно с элементами САУКиД

РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Для проверки работоспособности ЭС проведено моделирование различных узлов ВРД и наземных ЭУ на различных режимах работы. Результаты моделирования были сравнены с конструкцией серийных изделий.

Моделирование РЛ вентилятора ПС-90А производилось на взлетном режиме ($H = 0$ км, $M = 0$) и режиме крейсерского полета ($H = 11$ км, $M = 0,8$). Погрешность в определении массы РЛ (по сравнению с 3D-моделью) составляет 1,5 %. Средняя относительная погрешность моделирования геометрических размеров составляет 1,9 %.

При моделировании КНД РД-33, АЛ-31Ф и Д-30КУ конструкция воспроизводится достаточно точно, средняя относительная погрешность 2,5–7,5 %. Материалы, предлагаемые ЭС, соответствуют материалам конструкции.

Средняя относительная погрешность моделирования КВД ПС-90А составляет 0,85 %, КВД Д-30КУ – 3,3 %. При выборе материала IX–XI ступеней ПС-90А ЭС предложила различные варианты титановых сплавов, а конструкция компрессора выполнена из ЭИ787ВД. При моделировании остальных ступеней материалы, предлагаемые ЭС, соответствуют материалам конструкции.

При моделировании КС АЛ-31Ф (рис. 11, а), АЛ-31СТ и РД-33 (рис. 12, б) получено, что ЭС достаточно точно воспроизводит конструкцию КС [12]. Погрешность при моделировании осевых размеров составляет 1,4–5 %. Толщина стенок корпуса и ЖТ на разных участках разная, но толщина, предложенная ЭС находится внутри диапазона. При этом масса корпуса КС АЛ-31Ф и АЛ-31СТ вычисленная ЭС, оказалась значительно меньше определенной по 3D-модели.

Конструкция корпуса КС АЛ-31СТ по сравнению с АЛ-31Ф претерпела большие изменения, для увеличения жесткости толщина наружного корпуса была значительно увеличена, корпус стал двустенным. Для наземных ЭУ масса статорной части конструкции не является определяющим фактором.

Материалы, предложенные ЭС, соответствуют материалам конструкции. На первом месте в списке ЭС и для ЖТ, и для корпуса занимают материалы, примененные в конструкции. Покрытие, примененное на ЖТ КС АЛ-31Ф (ВКНП-5) отсутствует в базе данных покрытий и поэтому ЭС предложила вариант покрытия эмалью ЭВ-55.

КС ПС-90А и Д-30КУ трубчато-кольцевого типа, а в алгоритмах ЭС заложено моделирование КС кольцевого типа. Поэтому при моделировании возникает погрешность. Моделирование выполнялось для взлетного режима ($H = 0$, $M = 0$, максимально нагруженный режим) и для режима крейсерского полета ($H = 11$ км, $M = 0,8$).

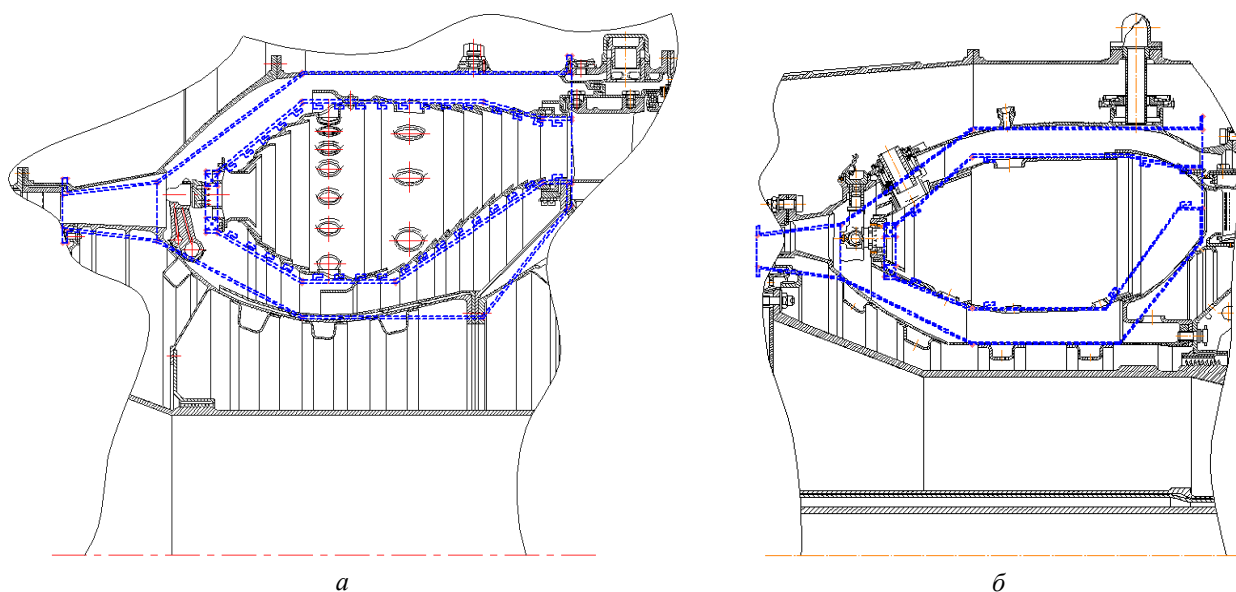


Рис. 11. Сравнение конструкции КС и результатов моделирования:
а – АЛ-31Ф; б – РД-33

По результатам моделирования турбин АЛ-31Ф (рис. 12) и Д-30КУ получено, что конструкция, предложенная ЭС, незначительно отличается от реальной конструкции. Средняя относительная погрешность моделирования составляет 2,5 %. Материалы, предложенные ЭС, соответствуют материалам конструкции. Масса элементов турбин хорошо соответствует массам элементов, определенным при помощи 3D-моделей.

Результаты моделирования ТНД ПД-14 приведены на рис. 13 и в табл. 1. Как видно из результатов моделирования, не смотря на чрезвычайно сложный закон профилирования проточной части ($D = \text{var}$) и лопаточных венцов, основные размеры конструкции выдерживаются достаточно точно. Наибольшая относительная погрешность получена при моделировании осевых зазоров за РК и СА, длина которых меньше, чем в реальной конструкции. Но, так как в основном при моделировании лопаточных венцов СА и РК их ширина получилась несколько завышенной и сама величина осевых зазоров маленькая, суммарная длина ступени отличается незначительно. Как можно видеть на рис. 13, на передних ступенях результаты моделирования достаточно хорошо накладываются на конструкцию. А уже к VI ступени погрешность осевых размеров привела к тому, что модель смещается относительно реальной конструкции. Средняя погрешность моделирования ступеней ТНД ПД-14 (7,21 %) несколько выше, чем полученная при моделировании турбин других двигателей (порядка 2,5 %). Суммарная длина ТНД составляет 476,1 мм (без СА первой ступени), по результатам моделирования – 464,7 мм, что составляет относительную погрешность 2,39 %.

При моделировании ФК АЛ-31Ф и РД-33 геометрия воспроизводится достаточно точно (рис. 7 и 14), средняя относительная погрешность при определении основных размеров ФК составляет 6,5 % [3]. Хотя по некоторым позициям погрешность достигает существенно больших значений.

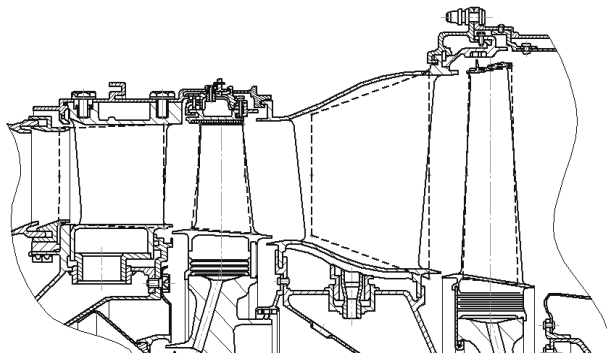


Рис. 12. Сравнение конструкции турбин АЛ-31Ф и результатов моделирования

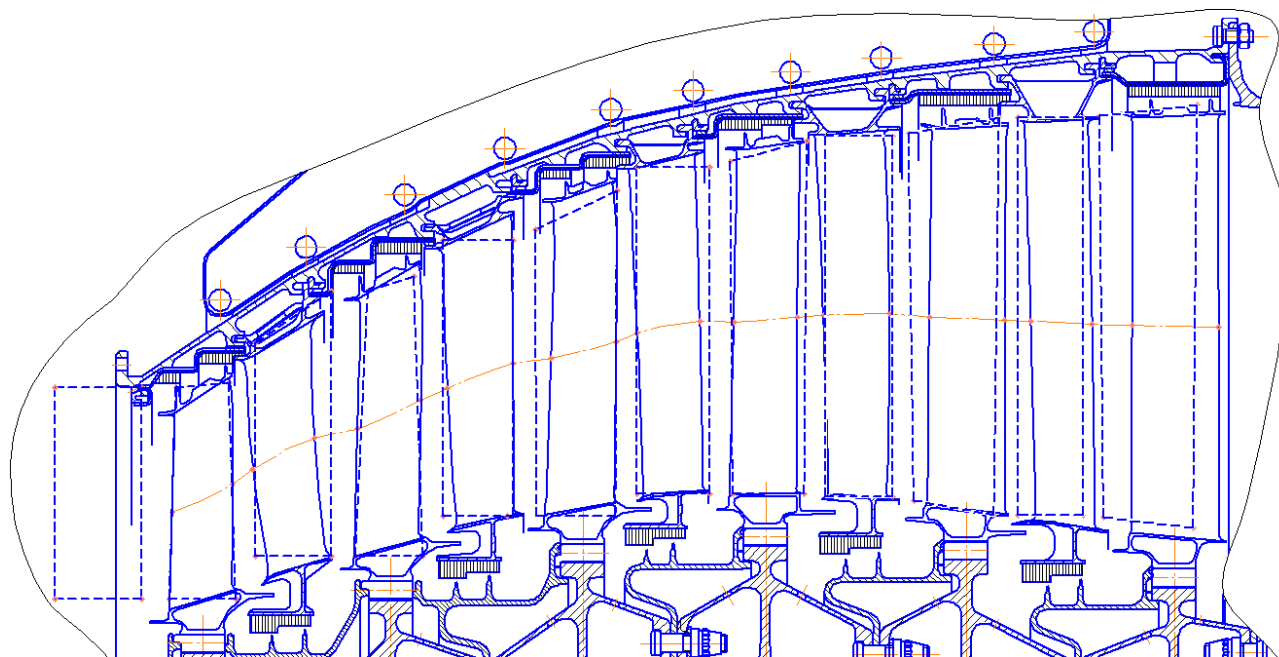


Рис. 13. Сравнение конструкции ТНД ПД-14 и результатов моделирования

Таблица 1

Сравнение некоторых результатов моделирования и конструкции ТНД ПД-14

Ступень		$D_{\text{вых СА}}, \text{ М}$	$D_{\text{нар.вх СА}}, \text{ М}$	$D_{\text{вн вх РК}}, \text{ М}$	$D_{\text{нар вх РК}}, \text{ М}$	$D_{\text{вн вях РК}}, \text{ М}$	$D_{\text{нар вях РК}}, \text{ М}$	$l_{\text{зав. СА}}, \text{ ММ}$	$l_{\text{зав РК}}, \text{ ММ}$	$S_{\text{СА}}, \text{ ММ}$	$S_{\text{РК}}, \text{ ММ}$	$l_{\text{ст}}, \text{ ММ}$	Средняя отн. погр., %
I	Модель	0,6700	0,8241	0,6700	0,8610	0,6700	0,8651	12,6	9,1	39,5	30,4	39,5	8,10
	Отн.погр., %	–	–	–1,52	–3,02	1,27	0,77	–	37,30	–	–1,9	10,9	
II	Модель	0,7084	0,9013	0,7084	0,9487	0,7084	0,9614	11,0	9,1	34,4	30,3	84,9	7,45
	Отн.погр., %	–2,93	–1,77	–0,04	–0,97	2,34	1,25	3,29	43,59	–23,2	–2,2	0,32	
III	Модель	0,7445	0,9941	0,7445	0,9941	0,7445	1,0395	10,7	10,0	31,8	35,8	88,3	6,93
	Отн.погр., %	–1,36	–0,76	0,20	3,40	1,68	0,86	17,01	20,70	–15,1	–11	–3,6	
IV	Модель	0,7646	1,0609	0,7646	1,0609	0,7646	1,0841	10,5	9,7	32,9	32,5	85,6	6,61
	Отн.погр., %	–0,32	–0,17	0,00	1,42	0,11	0,05	10,89	31,00	–19,7	–6,9	–2,2	
V	Модель	0,7624	1,0884	0,7624	1,0884	0,7457	1,1052	9,6	10,9	30,1	36,4	87,1	8,09
	Отн.погр., %	0,23	0,11	–0,98	0,61	0,04	–0,59	47,70	16,38	–11,7	–3,7	6,91	
VI	Модель	0,7457	1,1052	0,7457	1,1052	0,7341	1,1168	9,4	12,2	29,3	40,7	79,3	6,12
	Отн.погр., %	–0,68	–0,37	–2,21	0,01	–1,62	–0,69	42,53	–	–6,26	–1,3	5,59	

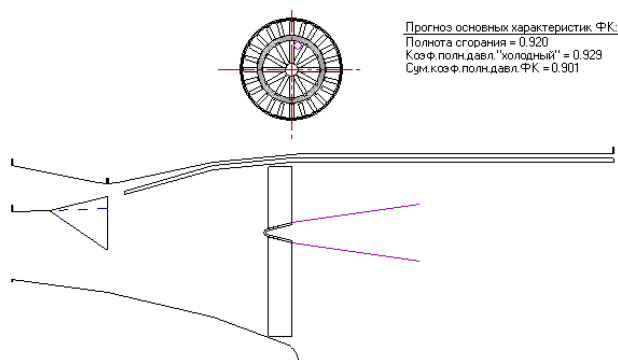


Рис. 14. Схема конструкции ФК РД-33

Моделирование реактивных сопел АЛ-31Ф и РД-33 осуществлялось на взлетном режиме максимал и полный форсаж. Средняя относительная погрешность моделирования составляет 11,8 и 9,2 % соответственно. Материал створок находится на втором месте в списке, предложенном ЭС.

При моделировании узла реактивного сопла с малой заметностью ТРД Р-195 конструкция, предложенная ЭС, соответствует конструкции сопла двигателя. Средняя относительная погрешность его основных размеров составляет 5,32 %. Погрешность определения массы конструкции достигает 8,4 % (6,9 кг), что объясняется наличием в конструкции сопла малой заметности креплений для экрана (в центральном теле) и достаточно массивными стойками, на которых держится развитое центральное тело, которые отсутствуют в алгоритмах системы.

По результатам моделирования сопел ТРДДсм с большой степенью двухконтурности ПС-90А и Д-30КУ получено, что относительная погрешность моделирования составляет 4,63 и 18,6 % соответственно. В конструкции Д-30КУ есть реверсивное устройство, отсутствующее при моделировании в ЭС (которое дополнительно нагружает силовые элементы конструкции и значительно удлиняет ее). И для обеспечения необходимой прочности и жесткости конструкции оно имеет достаточно большую толщину стенки (1,8 мм).

Как показывает проведенное исследование, ЭС достаточно точно воспроизводит конструкции моделируемых узлов авиационных ВРД и ЭУ. Средняя погрешность при моделировании узла компрессора составляет 3,5 %, узла турбины – 1,9 %, КС – 10,5 %, ФК – 6,5 %, реактивного сопла – 9,9 %.

Для проверки работоспособности разработанной СИМ Dvig_Oladka2, проведено моделирование одновальной газотурбинной ЭУ ТГА-250 совместно с элементами САУКиД на различных режимах работы (рис. 15). Моделировался квазиустановившийся процесс (время в модели изменялось и в зависимости от него изменялась мощность, снимаемая с генератора, но инерционные составляющие процесса не учитывались) и моделировался аналогичный переходный процесс (с учетом инерционности ротора и регулирующей аппаратуры).

Квазиустановившийся процесс начался с плавного изменения мощности электрогенератора, начиная с 1-й и заканчивая 5-й секундой $N = f(t)$. С 5-й секунды по 7-ю ГТЭУ работало с данной мощностью генератора. Начиная с 7-й секунды до 10-й, нагрузка на генератор возобновилась. Изменение основных параметров ГТЭУ в переходном процессе приведено на рис. 16.

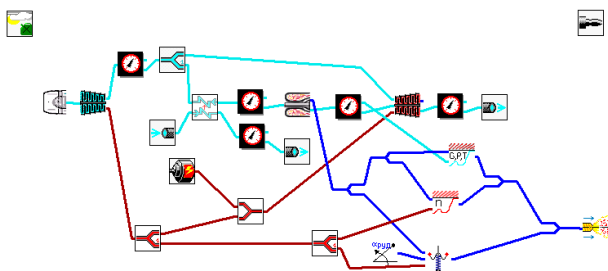


Рис. 15. Модель ЭУ совместно с элементами САУКиД

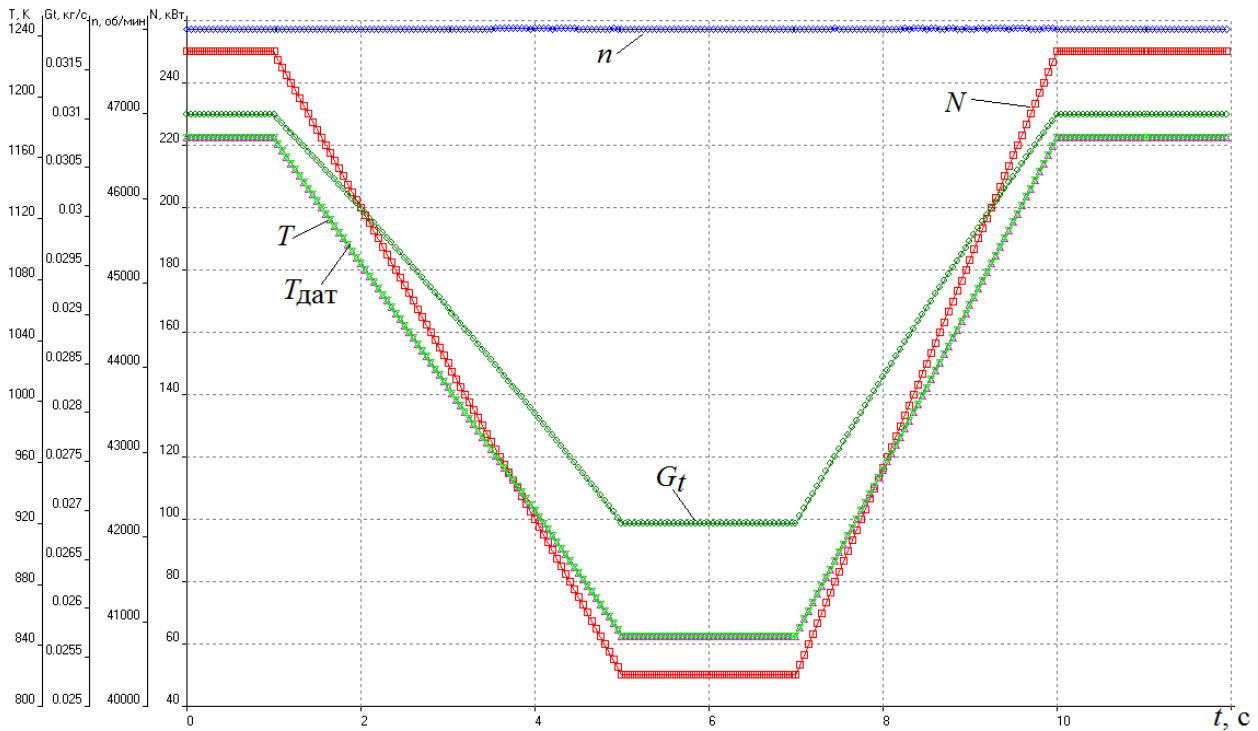


Рис. 16. Изменение параметров ЭУ в квазистационарном процессе

Автоматика поддерживала постоянной частоту вращения ротора, уменьшение мощности турбины (нагрузки на генератор) компенсировалось изменением расхода топлива. При моделировании аналогичного ($N = f(t)$) переходного процесса учитывалась инерционность ротора, динамические характеристики элементов автоматики и исполнительных механизмов (рис. 17). Провал и превышение частот вращения в переходном процессе не превысил 0,5 % по частоте вращения (требования к качеству управления ЭУ соблюдаются). Так как управление и регулирование двигателя осуществляется по параметрам, измеренным датчиками, то часть погрешности регулирования будет определяться динамическими характеристиками датчиков.

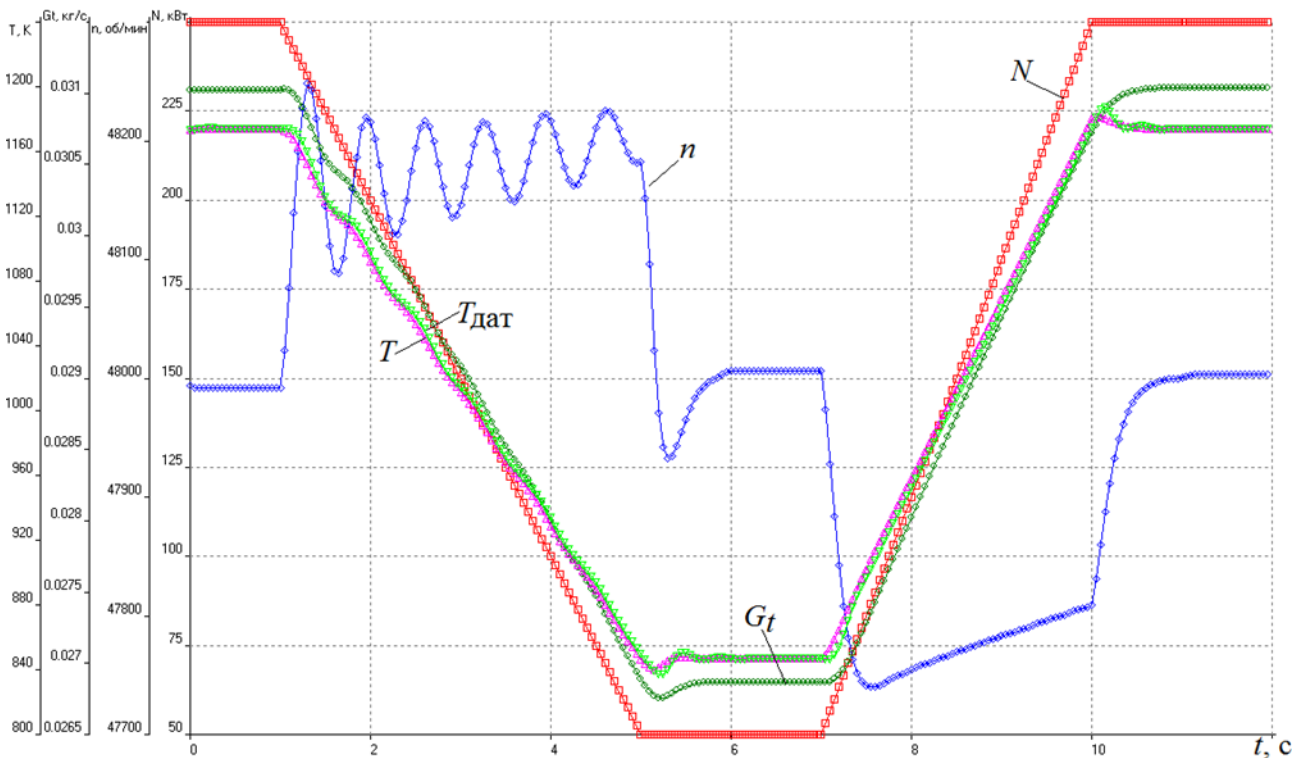


Рис. 17. Изменение параметров ЭУ в переходном процессе

На рис. 18 приведена модель лабораторной установки ТРД SR-30 совместно с элементами САУКиД. Моделировался процесс сброса и встречной приемистости, который задавался воздействием на рукоятку управления двигателем ($\alpha_{руд} = f(t)$). На рис. 19 показаны результаты моделирования квазиустановившегося процесса (дрессельная) и переходный процесс на характеристике компрессора, полученной по результатам 3D-численного термогазодинамического моделирования. На рис. 20 приведены результаты моделирования данного переходного процесса с различными настройками СЭ «Насос-регулятор» динамической (T_D) и колебательной (T_K) постоянных времени [11]. В зависимости от T_D и T_K элементов САУКиД переходный процесс в двигателе будет протекать по-разному.

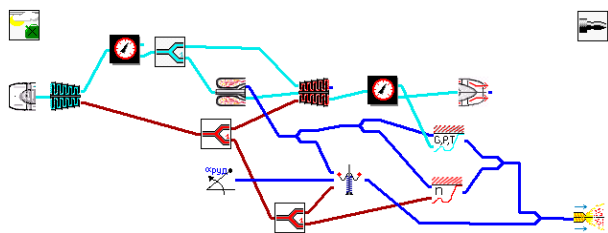


Рис. 18. Модель SR-30 совместно с элементами САУКиД

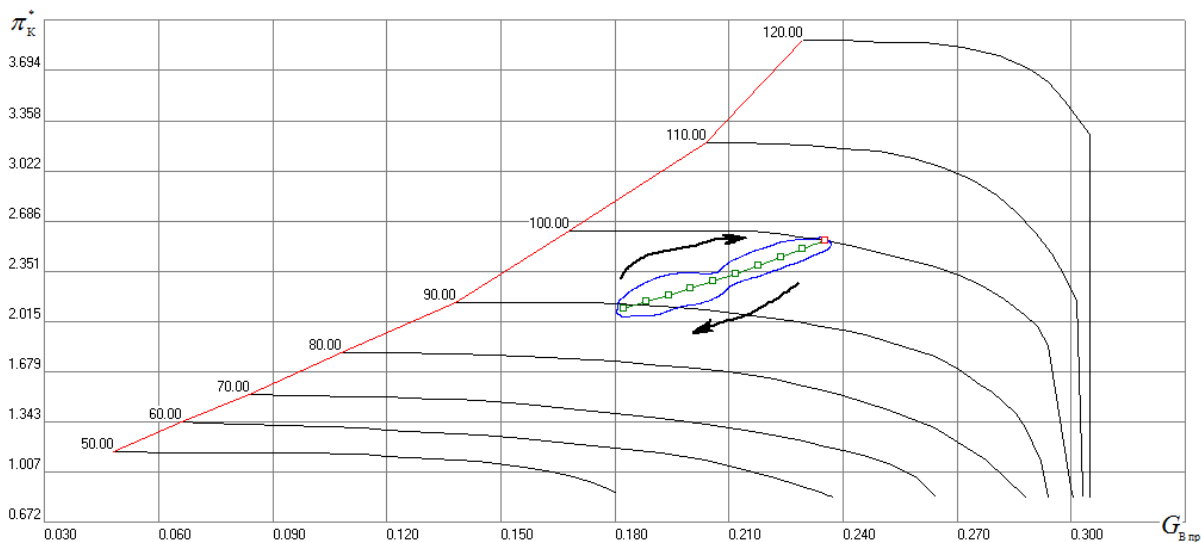


Рис. 19. Результаты моделирования квазиустановившегося и переходного процесса

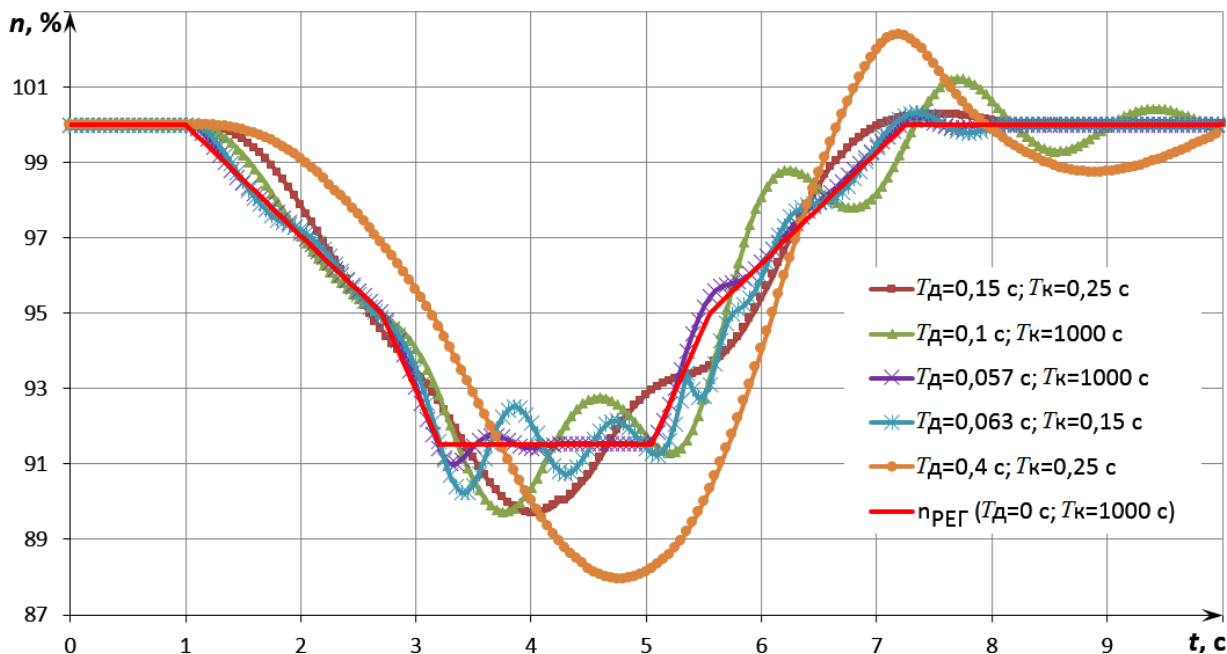


Рис. 20. Переходный процесс с различными настройками СЭ «Насос-регулятор»

Также был рассчитан процесс запуска и выхода на режим ТРД SR-30. При моделировании (совместно с САУКиД) было задано управляющее воздействие на двигатель как функция изменения угла установки РУД в зависимости от времени $\alpha_{\text{РУД}}=f(t)$.

Сравнение результатов моделирования с экспериментальными данными приведено на рис. 21. Так как регулирование осуществлялось по n , то погрешность при ее моделировании – минимальна. Относительная погрешность моделирования на установившихся режимах составляет 0,1–0,6 %, в переходном процессе – 0,9–6,9 %. Средняя относительная погрешность при моделировании других параметров двигателя – порядка 3,4 %. При этом на частоте вращения 67 тыс. об/мин погрешность моделирования значительно возрастает и достигает 23 % даже на установившемся режиме. Отклонения параметров модели от экспериментальных данных на режиме малого газа ($t = 50\text{--}108$ с) объясняются отсутствием точных данных о параметрах и характеристиках основных узлов и САУ двигателя и прогревом конструкции в процессе работы (и, следовательно, изменением характеристик основных узлов). Погрешность на частоте вращения ротора 67 тыс. об/мин также объясняется отсутствием достаточно точных характеристик узлов и, возможно, погрешностью измерительных приборов.

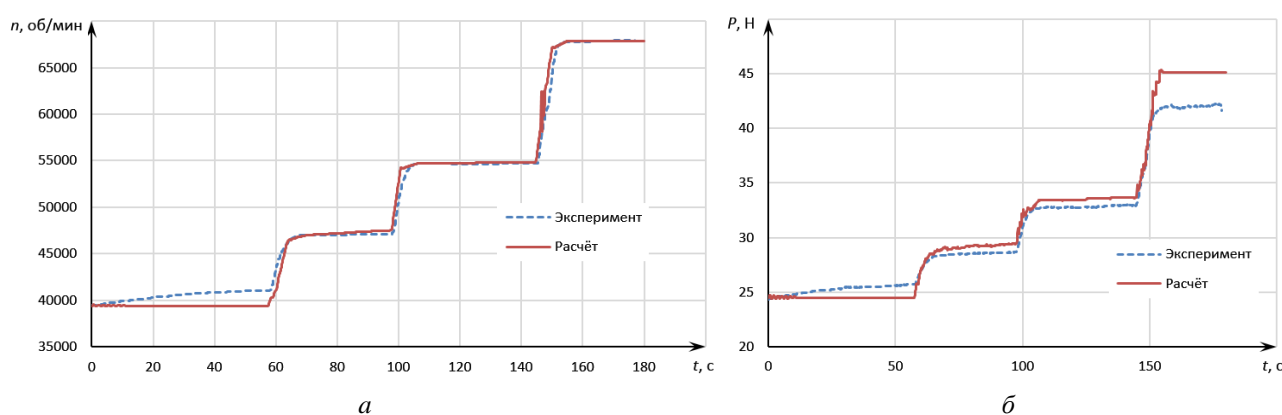


Рис. 21. Изменение параметров ТРД в переходном процессе:
а – частоты вращения ротора; б – тяги двигателя

Моделирование ЭУ на базе АЛ-31СТ проводилось на установившихся режимах (инерционность роторов и элементов автоматики не учитывалась). Топологическая модель установки с элементами автоматики представлена на рис. 22. В ЭУ регулируется мощность СТ (которая косвенно отслеживается при помощи регулирования частоты вращения СТ) за счет изменения расхода топлива в КС. Поэтому СЭ «РУД» присоединен к СЭ «Насос регулятор», который присоединен к валу СТ (механический поток). Три ограничителя предельных параметров (механических) отслеживают максимальные частоты вращения роторов (высокого, низкого давлений и вала СТ).

Два ограничителя предельных параметров (газодинамических) отслеживают максимальные превышения температур за ТНД и СТ (информация передается от СЭ «Датчик»). Система в работе выбирает закон регулирования, обеспечивающий минимальный расход топлива в камере сгорания (рассчитанный или СЭ «Насос регулятор» или ограничителями предельных параметров). Таким образом моделируется действие достаточно сложной системы автоматического управления, контроля и диагностики.

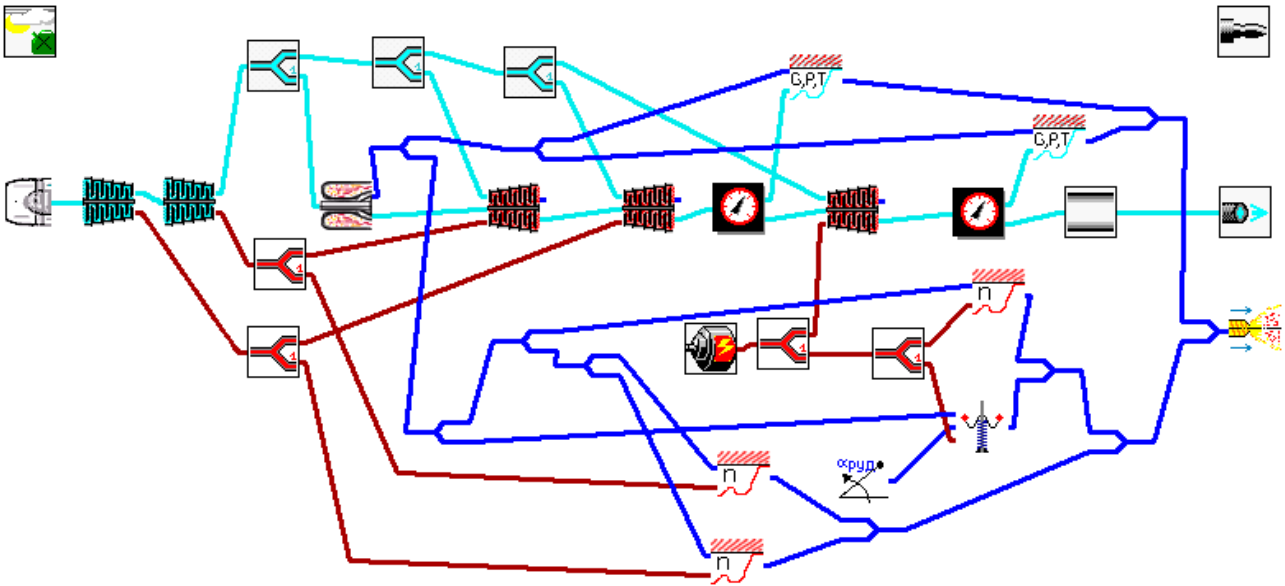


Рис. 22. Модель АЛ-31СТ совместно с элементами САУКиД

Исследовалось одновременное изменение параметров окружающей среды (t_H в эксплуатационном диапазоне установки – от минус 55 до плюс 45 °С) и изменение режима работы установки (который задавался изменением угла установки РУД $\alpha_{руд}$, обеспечивающий изменение мощности на СТ в диапазоне от 6 до 16 МВт). При этом моделировалось действие сложной САУКиД, обеспечивающих устойчивую работу установки, ограничивающих максимальные частоты вращения роторов и превышения предельных значений газодинамическими параметрами (рис. 23 и 24).

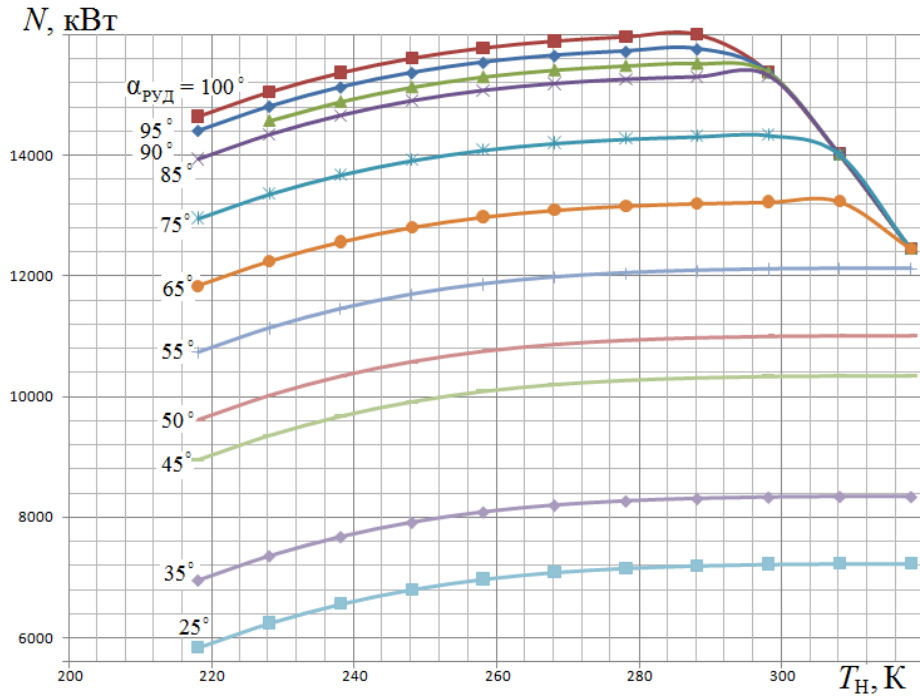


Рис. 23. Зависимость мощности СТ от температуры на входе и режима

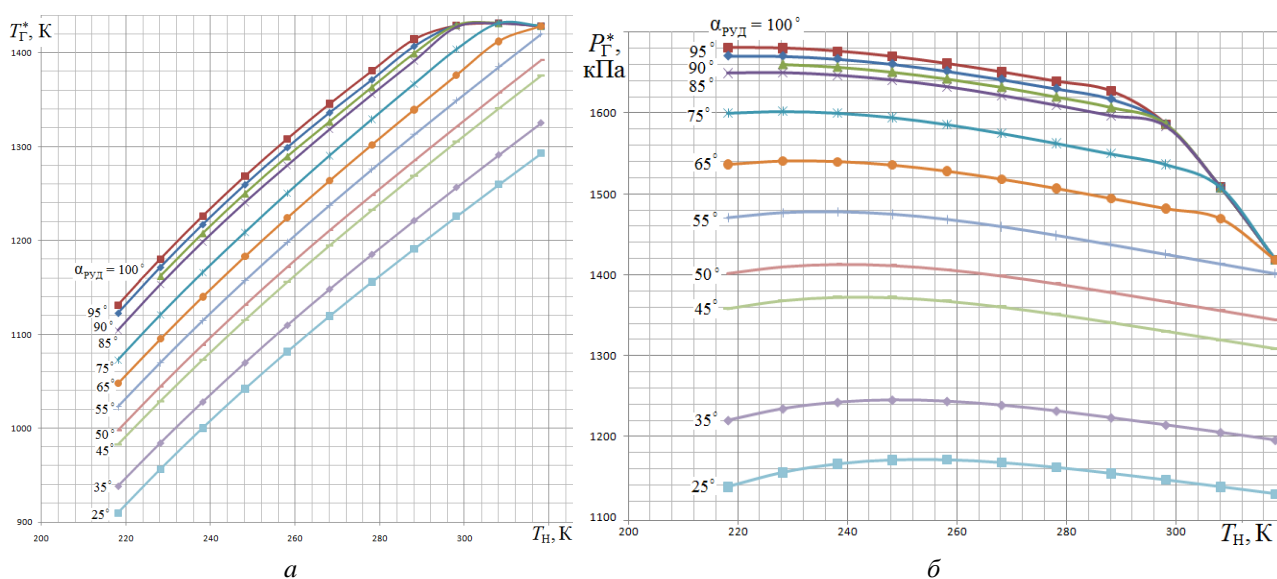


Рис. 24. Зависимость параметров газа на входе в ТВД от температуры на входе T_H и режима работы ГПА: а – полной температуры; б – полного давления

Таким образом, проведенные исследования показывают работоспособность разработанной СИМ Dvig_Otladka2, позволяющей моделировать достаточно сложные авиационные ВРД и наземные ЭУ различных схем и принципов действия совместно с элементами их достаточно сложных и разветвленных САУКиД на установившихся и переходных режимах.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Применение данной ЭС позволит значительно сократить время и затраты на ранних стадиях проектирования современных ВРД и ЭУ, позволит избежать ошибок при проектировании и формализовать процедуру оптимизации основных параметров и характеристик изделий различных схем и принципов действия. Разработанные математические модели позволяют выполнить термогазодинамический и прочностной анализ, оценку статической прочности деталей ПЧ, оптимизацию габаритно-массовых характеристик двигателя на ранних этапах проектирования. Разработанная СИМ Dvig_Otladka2 позволяет моделировать ВРД и ЭУ различных схем и принципов действия совместно с элементами их САУКиД, на установившихся и переходных режимах.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Кривошеев И. А., Сапожников А. Ю., Карпов А. В. Автоматизация формирования эскизной компоновки авиационного ГТД // Известия вузов. Авиационная техника. 2003. № 1. С. 75–76. [I. A. Krivosheev, A. Yu. Sapognikov, A. V. Karpov, "Automatic creation of aviation GTE sketch", (in Russian), in *Izvestiya vuzov. Aviacionnaya tehnika*, no. 1, pp. 75-76, 2003.]
2. Кривошеев И. А. Автоматизация проектирования двигателей на стадии ОКР. Организация системного функционального и конструкторского проектирования двигателей. М.: Машиностроение, 2010. 186 с. [I. A. Krivosheev, *Automation of engine design at the stage of experimental design development. Organization of system functional and structural design of engines*, (in Russian). Moscow: Mashinostroenie, 2010.]
3. Kishalov A. E., Lipatov V. D., Soloviev P. V. Modeling and computer-aided design of combustion chambers for aircraft engines and gas turbine plants using an expert system // Journal of Physics: Conference Series. 2020. Vol. 1679. Article number 022040. DOI: 10.1088/1742-6596/1679/2/ 022040. [A. E. Kishalov, V. D. Lipatov, P. V. Soloviev, "Modeling and computer-aided design of combustion chambers for aircraft engines and gas turbine plants using an expert system", in *Journal of Physics: Conference Series*, vol. 1679, article number 022040, 2020. DOI: 10.1088/1742-6596/1679/2/ 022040.]
4. Кишалов А. Е., Маркина К. В. Экспертная система по автоматизированному проектированию узлов и выбору материалов основных деталей авиационных воздушно-реактивных двигателей: Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2016663846. Заявка № 2016619904. Дата поступления 22.09.2016. Дата регистрации 19.12.2016. М.: РОСПАТЕНТ. [A. E. Kishalov, K. V. Markina, "Expert system for automated design nodes and selection of materials the main components of jet engines", (in Russian). Official registration certificate of the computer program no. 2016663846, 2016.]
5. Кривошеев И. А., Сапожников А. Ю., Карпов А. В. Организация базы данных для системного автоматизированного проектирования авиационных ГТД на этапе эскизного проекта // Известия вузов. Авиационная техника. 2004. № 1. С. 69–72. [I. A. Krivosheev, A. Y. Sapognikov, A. V. Karpov, "Organization of data base for systematic computer-aided design of aviation gas turbine engine", (in Russian), in *Izvestiya vuzov. Aviacionnaya tehnika*, no. 1, pp. 69-72, 2004.]

6. **Емин О. Н., Карасев В. Н., Ржавин Ю. А.** Выбор параметров и газодинамический расчет осевых компрессоров и турбин авиационных ГТД: учебное пособие. М.: МАИ, 2003. 146 с. [О. N. Emin, V. N. Karasev, Y. A. Rzavin, *Selection of parameters and gas-dynamic calculation of axial compressors and turbines of aviation gas turbine engines: training manual*, (in Russian). Moscow: MAI, 2003.]

7. **Холщевников К. В., Емин О. Н., Митрохин В. Т.** Теория и расчет авиационных лопаточных машин: учебник для студентов ВУЗов. М.: Машиностроение, 1986. 432 с. [К. V. Holschevnikov, O. N. Emin, V. T. Mitrohin, "Theory and Design of aviation bladed machines", (in Russian). Moscow: Mashinostroenie, 1986.]

8. **Конструкция** и прочность авиационных газотурбинных двигателей / Л. П. Лозицкий [и др.]. М.: Воздушный транспорт, 1992. 536 с. [L. P. Lozinskiy, et al., *Design and strength of aviation gas turbine engine*, (in Russian). Moscow: Vozdushnyj transport, 1992.]

9. **Конструкция** и проектирование авиационных газотурбинных двигателей: учебник для студентов ВУЗов / С. А. Вьюнов [и др.]. Под общ. ред. Д. В. Хронины. М.: Машиностроение, 1989. 368 с. [S. A. Vyunov, et al., *Design and projecting aviation GTE*, (in Russian). D. V. Hronin (ed.). Moscow: Mashinostroenie, 1989.]

10. **Кишалов А. Е.** DVIГ_OTLADKA2: Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2016618452. Заявка № 2016615621. Дата поступления 01.06.2016. Дата регистрации 29.07.2016. М.: РОСПАТЕНТ. [А. Е. Kishalov, "DVIГ_OTLADKA2", (in Russian). Official registration certificate of the computer program no. 2016618452, 2016.]

11. **Методика** проведения эксперимента для получения характеристик топливной автоматики одновального газотурбинного двигателя с использованием SCADA-системы / Д. А. Ахмедзянов [и др.] // Научно-технический журнал «Нефтегазовое дело», 2012. Т. 10, № 2. С. 121–125. [D. A. Akhmedzyanov, et al., "Experimental procedure for obtaining characteristics of fuel automation of a single-shaft gas turbine engine using a SCADA system", (in Russian), in Nauchno-tehnicheskij zhurnal "Neftegazovoe delo", vol. 10, no. 2, pp. 121-125, 2012.]

12. **Кишалов А. Е., Липатов В. Д., Соловьев П. В.** Моделирование камер сгорания современных турбореактивных двухконтурных двигателей с форсажной камерой и смешением потоков и наземных энергоустановок при помощи экспертной системы // Известия вузов. Авиационная техника. 2021. № 1. С. 141–145. [А. Е. Kishalov, V. D. Lipatov, P. V. Soloviev, "Modeling of combustion chambers of modern turbojet dual-circuit engines with an afterburner and mixing of flows and ground-based power plants using an expert system", (in Russian), in *Izvestiya vuzov. Aviacionnaya tehnika*, no. 1, pp. 141-145, 2021.]

ОБ АВТОРАХ

КИШАЛОВ Александр Евгеньевич, доц. каф. авиац. теплотехники и теплоэнергетики УГАТУ. Дипл. инж. по авиац. двиг. и энерг. установкам (УГАТУ, 2006). Канд. техн. наук по тепловым, электроракетным двигателям и энергоустановкам летательных аппаратов (УГАТУ, 2010). Иссл. в обл. рабочих процессов в авиационных ГТД на установившихся и неуставившихся режимах, разработки математических моделей сложных технических объектов, САПР авиационных ГТД.

АХМЕДЗЯНОВ Дмитрий Альбертович, проф. каф. авиац. двигателей, декан ФАДЭТ. Дипл. инж. по авиац. двиг. и энерг. установкам (УГАТУ, 1997). Д-р техн. наук по тепл., электроракетн. двигателям и энергоустановкам ЛА (УГАТУ, 2007). Иссл. в обл. раб. процессов в авиац. ГТД на устано-вившихся и неуставившихся режимах, разработки мат. моделей сл. техн. объектов, САПР авиац. ГТД.

METADATA

Title: Automation of the early stages of structural design and analysis of control programs for aircraft jet engines and ground-based power plants.

Authors: A. E. Kishalov¹, D. A. Akhmedzyanov²

Affiliation: Ufa State Aviation Technical University (UGATU), Russia.

Email: ¹ kishalov@ufanet.ru, ² ada@ugatu.ac.ru

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 25, no. 4 (94), pp. 46-60, 2021. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: The article describes the developed expert system to support decision-making in the design of the structure and the selection of materials for the main parts and subassemblies of the flow part of aircraft jet engine and ground-based power plants. The design of the main components and the materials offered by the expert system are compared with the designs of the simulated engines. The issues of thermogasodynamic modeling of engines together with their automatic control, monitoring and diagnostics system are considered. Examples of modeling of the aircraft jet engine and ground-based power plants in various steady-state and transient modes are given. The results of comparison of experimental data and simulation results are presented.

Key words: aircraft jet engines; construction of the main units; selection of materials; automatic control system; mathematical modeling.

About authors:

KISHALOV, Alexander Evgenievich, Assoc. Prof. of aviation heat power engineering, Dept. of USATU. Graduate engineer of aircraft engines and power plants (USATU, 2006). Cand. of Tech. Sci. of thermal, electrical rocket engines and power plants of aircraft (USATU, 2010).

AKHMEDZYANOV, Dmitry Albertovich, Dean of the aviation engines, energy and transport faculty of USATU. Prof. of the aviation engines dept. Dipl. of aircraft engines and power plants (USATU, 1997). Dr. of Tech. Sci. (USATU, 2007).