

УДК 621.452

АВТОМАТИЗИРОВАННОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ АВИАЦИОННЫХ ВРД НА РАННИХ СТАДИЯХ РАЗРАБОТКИ

А. Е. Кишалов

kishalov@ufanet.ru

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

Поступила в редакцию 12.09.2021

Аннотация. Описаны разработанные методы и средства для автоматизированного проектирования конструкции элементов проточной части авиационных воздушно-реактивных двигателей. По результатам термогазодинамического расчета разработанная система выполняет проектирование конструкции моделируемого узла, оценивает действующие газовые и инерционные силы, определяет тепловое состояние деталей. Затем определяет физико-механические свойства различных материалов из базы данных при действующих условиях, а дальше путем перебора материалов определяет оптимальные для применения в моделируемом узле. Приведены результаты моделирования различных узлов авиационных двигателей и результаты сравнения предложенной конструкции и конструкции моделируемых двигателей.

Ключевые слова: ВРД; конструкция основных элементов; проектирование узлов; выбор материалов; математическое моделирование; междисциплинарная система.

ВВЕДЕНИЕ

Проектирование современных авиационных воздушно-реактивных двигателей (ВРД) – это сложная комплексная задача, решением которой занимаются достаточно большие коллективы разно профилейных специалистов высокого уровня. Сам процесс проектирования представляет собой итерационный процесс, в результате которого формируется конструкция, отвечающая требованиям прочности и надежности, способная обеспечить необходимые параметры и выполнять в штатных условиях предусмотренные функции. При этом порядка 95 % от всех эксплуатационных показателей закладываются на ранних стадиях проектирования: стадии концептуального проектирования и эскизной компоновки его узлов. Применение на данных стадиях междисциплинарной системы поддержки принятия решения (СППР) позволяет автоматизировать процесс проектирования, повысить качество конструируемого изделия и избежать возможных ошибок [1, 2]. На основе термогазодинамического расчета ВРД СППР выполняет проектирование конструктивного облика основных узлов (входное устройство, компрессор, камера сгорания, турбина, форсажная камера, реактивное сопло или выходное устройство), оценивает тепловое и напряженно-деформированное состояние основных деталей и сборочных единиц проточной части (ПЧ) [3–5] в зависимости от физико-механических свойств анализируемых материалов (из базы данных), оценивает запасы статической прочности и подбирает оптимальные материалы [2]. 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 баллов (за прочность, износо- и термостойкость, вес, технологичность и т.п.) и формирования списка из вариантов, набравших максимальные баллы.

СППР «АМ» [6] разработана на базе системы имитационного моделирования (СИМ) Dvign при помощи FrameWork САМСТО. Система состоит из отдельных структурных элементов (СЭ) – моделей основных узлов двигателя, СЭ для прочностного анализа и СЭ для выбора материалов. База данных (БД) материалов содержит информацию о физико-механических свойствах более чем двухсот сорока различных авиационных металлических материалов. Система также может проектировать основные детали ПЧ ВРД из композиционных материалов [7], для этого разработана БД наиболее часто употребляемых в авиационной конструкции волокон (семь вариантов) и БД материалов матриц (семь вариантов). Более подробно о составе и функционале системы описано в [1, 2, 8]. Далее в данной статье приведены результаты моделирования основных узлов современных авиационных ВРД и сравнение результатов моделирования с конструкцией двигателей.

МОДЕЛИРОВАНИЕ КОМПРЕССОРОВ

Моделирование РЛ вентилятора ПС-90А производилось на взлетном режиме ($H = 0$ км, $M = 0$) и режиме крейсерского полета ($H = 11$ км, $M = 0,8$) [9]. Так как у данного двигателя большая степень двухконтурности, то при моделировании лопатка была поделена на нижнюю (не совершающая работу) и верхнюю части (рис. 1). 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 (рис. 2), АЛ-31Ф (рис. 3) и Д-30КУ (рис. 4) конструкция воспроизводится достаточно точно, средняя относительная погрешность 2,5–7,5 % [10]. Материалы, предлагаемые СППР, соответствуют материалам конструкции.

Из-за сложного закона профилирования проточной части КВД ПС-90А (рис. 5) при моделировании он поделен на I-IV ступени (с законом $D_{ср} = \text{const}$) и V-XII ступени (с законом $D_{нар} = \text{const}$).

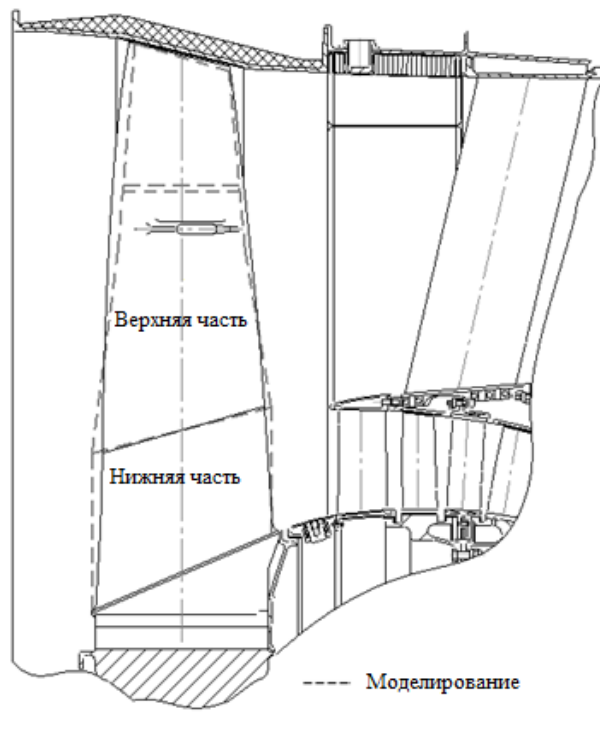


Рис. 1. Схема лопатки вентилятора ПС-90А со схемой, предложенной СППР

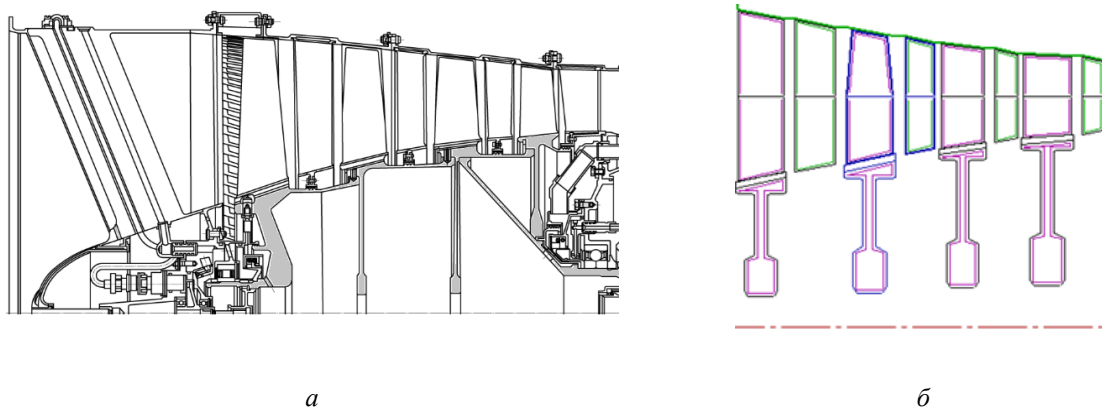


Рис. 2. Схема КНД:
а – РД-33; б – модель, предложенная СППР

При моделировании КВД АЛ-31Ф (рис. 6) СППР выдала рекомендации о сокращении общего количества ступеней до восьми (вместо девяти у прототипа) и не рекомендовала применение в конструкции сверхзвуковых ступеней, что соответствует конструкции моделируемого двигателя.

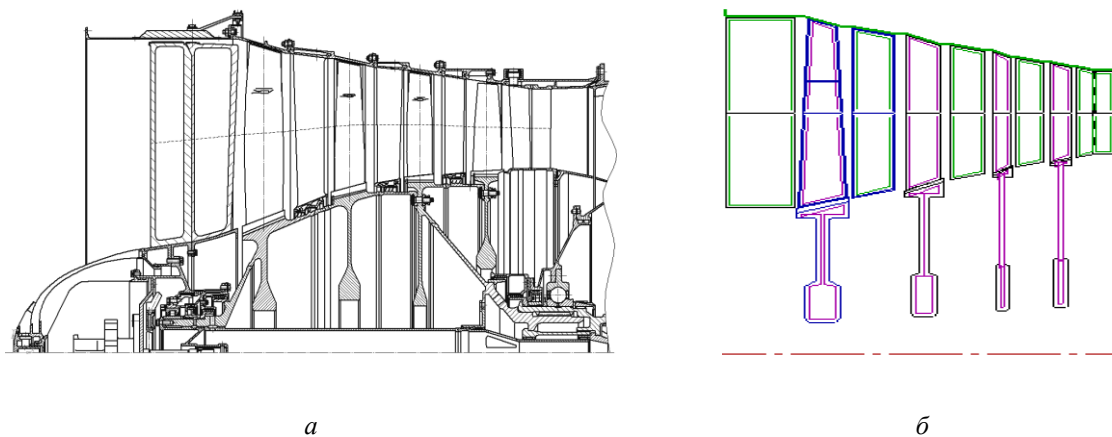


Рис. 3. Схема КНД:
а – АЛ-31Ф; б – модель, предложенная СППР

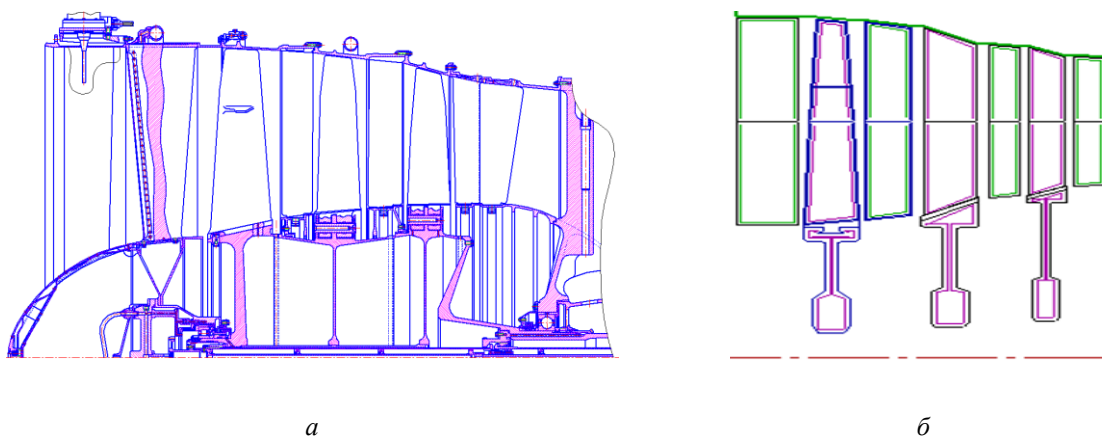


Рис. 4. Схема КНД:
а – Д-30КВ; б – модель, предложенная СППР

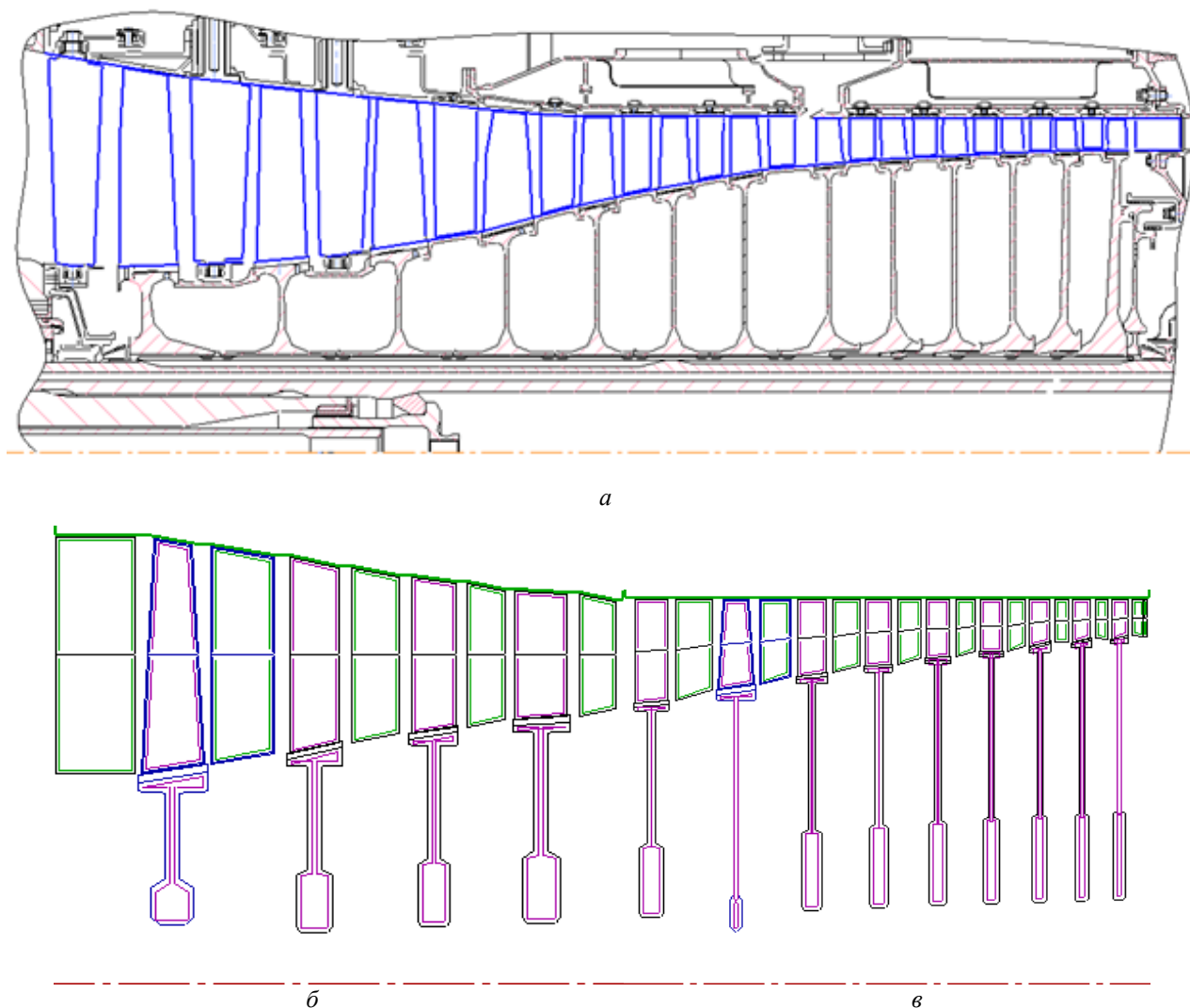
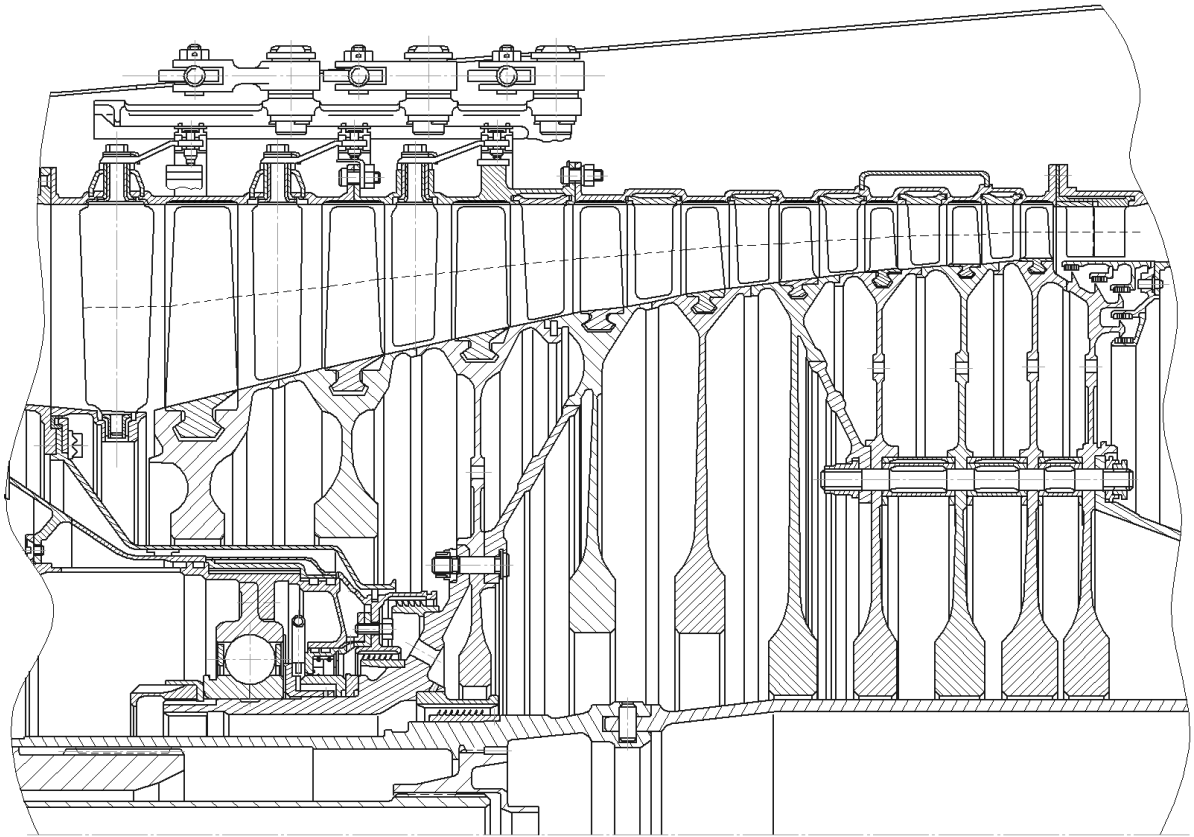


Рис. 5. Схема проточной части КВД:
a – ПС-90А; *б* – I–IV ступени ($D_{cp} = const$); *в* – V–XIII ступени ($D_{нар} = const$)

Так как проточная часть КВД Д-30КУ выполнена по сложному закону, при моделировании принято решение поделить КВД на три части (рис. 7): передние ступени (I и II, по закону $D_{cp} = const = 516,77$ мм), средние ступени (III–VI, по закону $D_{нар} = const = 613,62$ мм), и последние ступени (VII–XI, по закону $D_{cp} = const = 573,41$ мм).

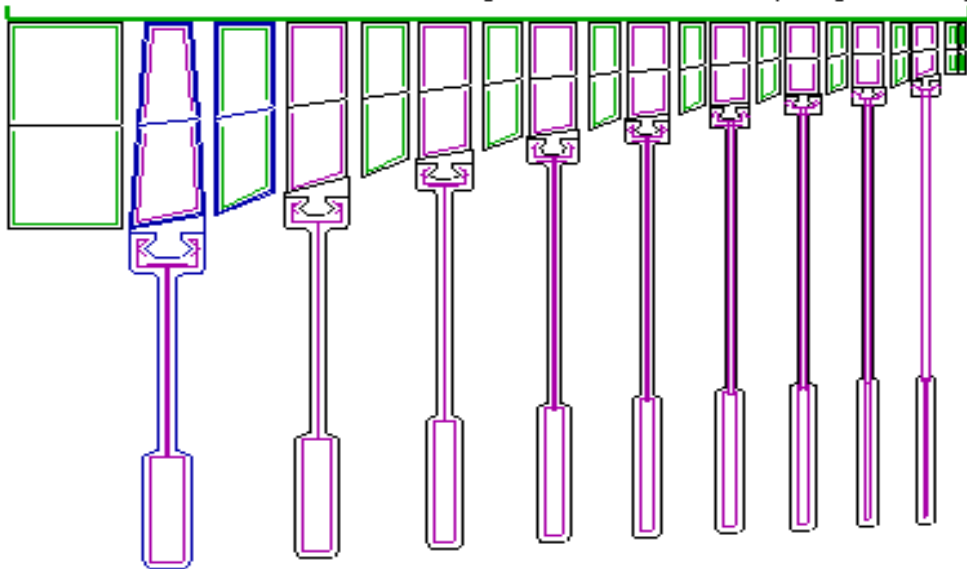
Средняя относительная погрешность моделирования КВД ПС-90А составляет 0,85 %, КВД Д-30КУ – 3,3 % [10]. При выборе материала IX–XI ступеней ПС-90А СППР предложила различные варианты титановых сплавов, а конструкция выполнена из ЭИ787ВД. При моделировании остальных ступеней материалы, предлагаемые СППР, соответствуют материалам конструкции [11].



а

Количество ступеней компрессора: 9
 Расчётная ступень: 1

Рекомендуемое количество ступеней: 8
 Рекомендуемое количество сверхзвуковых ступеней: 0



б

Рис. 6. Схема проточной части узла КВД:
 а – АЛ-31Ф; б – СППР

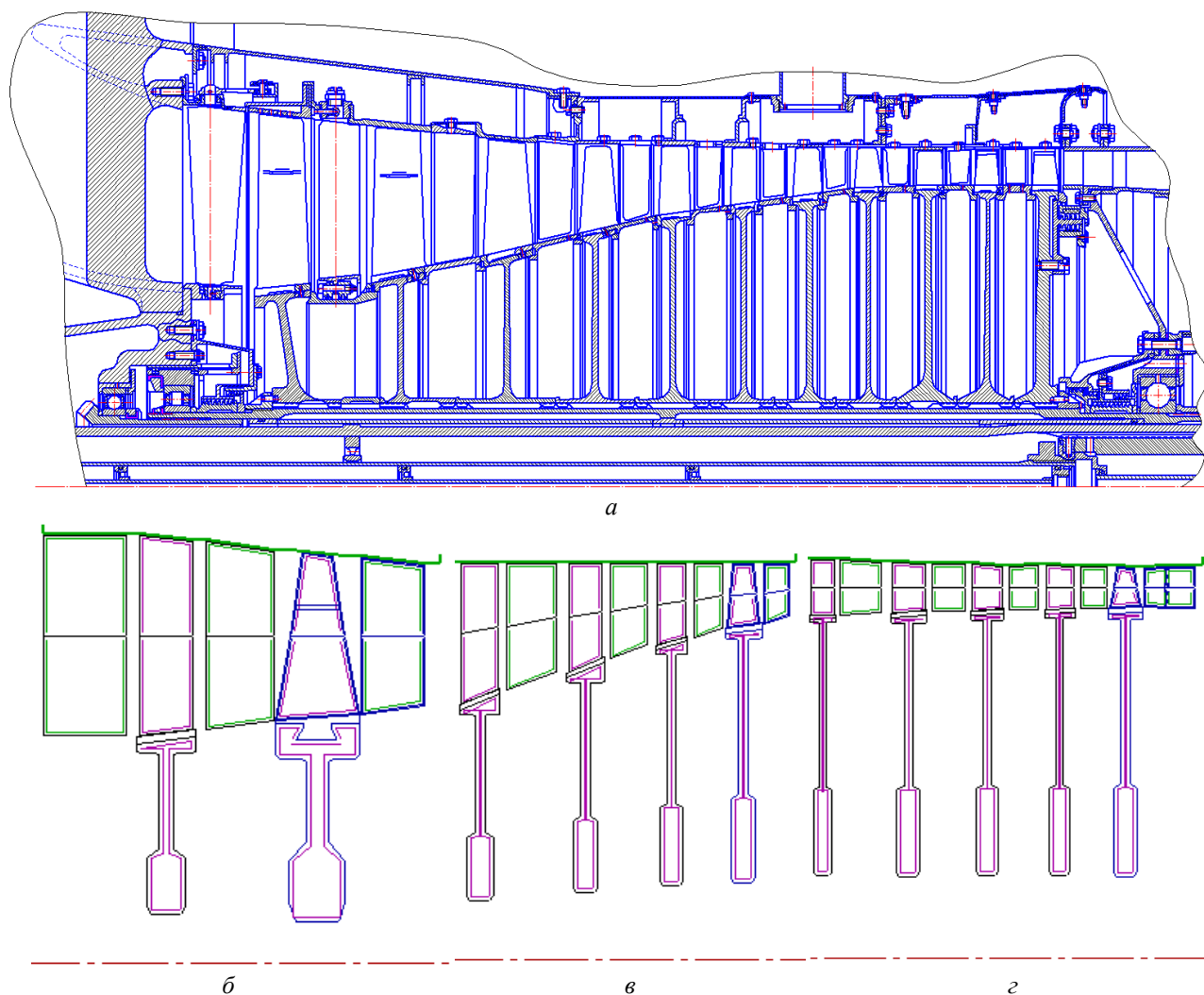


Рис. 7. Схема проточной части узла КВД:
а – Д-30КУ; *б* – передние ступени; *в* – средние ступени; *г* – последние ступени

МОДЕЛИРОВАНИЕ КС

Камеры сгорания (КС) двигателей АЛ-31Ф (рис. 8) и РД-33 (рис. 9) прямоточные, кольцевые. В конструкции применен диффузор с фиксированным срывом потока и фронтное устройство с вихревыми горелками [12]. Фиксированный срыв стабилизирует потоки в кольцевых каналах камеры и радиальные эпюры температуры газа перед сопловым аппаратом турбины. При этом укороченный диффузор позволяет сократить общую длину КС. При их моделировании получено, что СППР достаточно точно воспроизводит конструкцию КС [13]. Погрешность при моделировании осевых размеров составляет 1,4–5 %. Толщина стенок корпуса и ЖТ на разных участках разная, но толщина, предложенная СППР (определенная из расчета на статическую прочность по уравнению Лапласа [5]) находится внутри данного диапазона. Массы основных элементов КС, определенные СППР, достаточно хорошо совпадают с их массами, определенными по 3D-модели. Исключение составляет масса корпуса КС АЛ-31Ф, вычисленная СППР, которая оказалась значительно меньше определенной по 3D-модели. Причиной этого является то, что наружный корпус в себя включает корпус КВД (над сдвоенным СА) и частично корпус ТВД. Также погрешность вносят бандажы на внутреннем корпусе, которые не моделируются системой. Материалы, предложенные СППР, соответствуют материалам конструкции. На первом месте в списке СППР и для ЖТ, и для корпуса занимают материалы, примененные в конструкции [14].

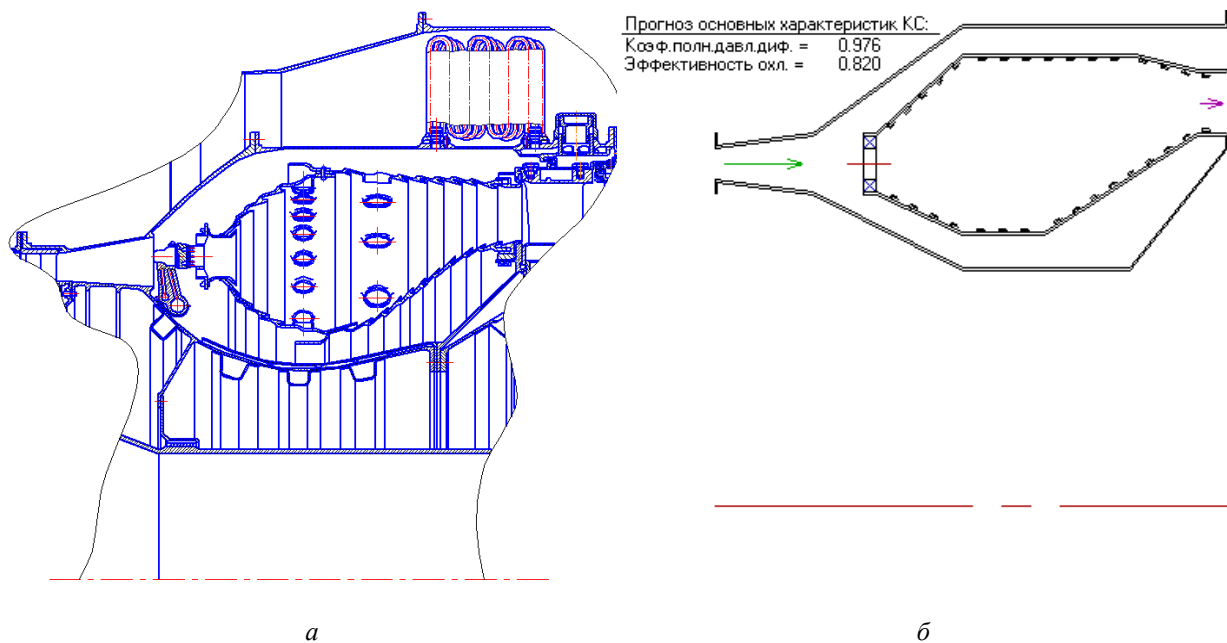


Рис. 8. Схема КС:

a – АЛ-31Ф; *б* – модель, предложенная СПТР

КС ПС-90А и Д-30КУ (рис. 10 и 11) трубчато-кольцевого типа, а в алгоритмах СПТР заложено моделирование КС кольцевого типа. Поэтому при моделировании возникает погрешность. В связи с этим, не смотря на качественную схожесть конструкций, количественно погрешность моделирования по ряду позиций несколько больше, чем у предыдущих моделируемых двигателей (14,2 %).

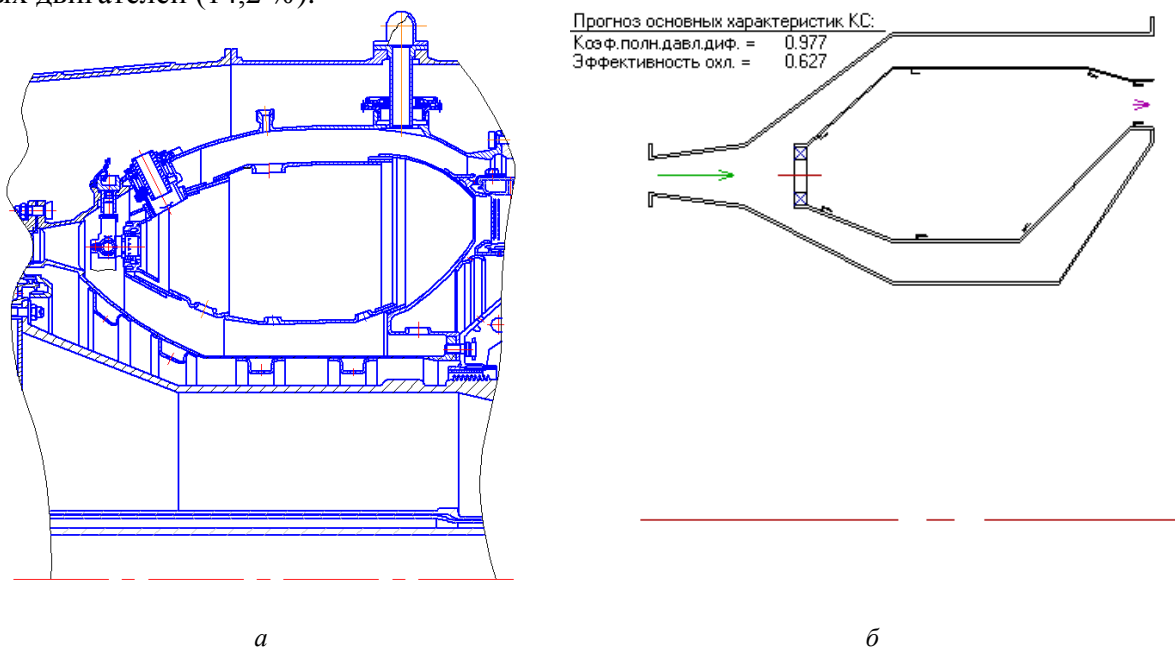


Рис. 9. Схема КС:

a – РД-33; *б* – модель, предложенная СПТР

Моделирование КС Д-30КУ выполнялось для взлетного режима ($H = 0$, $M = 0$, максимально нагруженный режим) и для крейсерского полета ($H = 11$ км, $M = 0,8$).

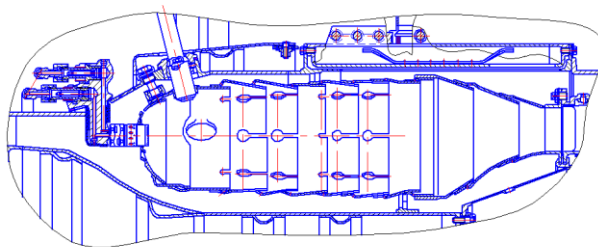


Рис. 10. Схема КС Д-30КУ

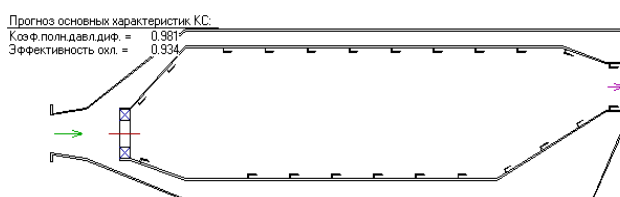


Рис. 11. Схема КС Д-30КУ, предложенная СППР

МОДЕЛИРОВАНИЕ ТУРБИН

Турбины АЛ-31Ф (ТВД и ТНД) осевые, одноступенчатые. Обе турбины имеют охлаждаемые воздухом сопловые и рабочие лопатки. ТНД имеет бандажную полку.

Была составлена топологическая модель двигателя со структурными элементами, выполняющими проектирование турбин (рис. 12).

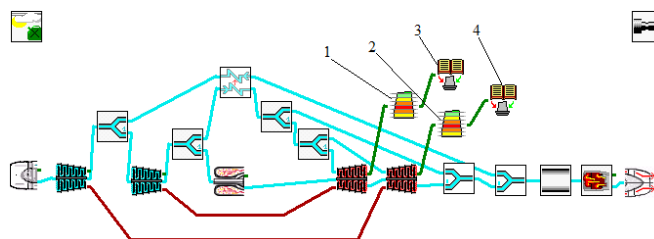


Рис. 12. Топологическая модель АЛ-31Ф:

- 1 – СЭ «Прочность лопатки ТВД»; 2 – СЭ «Прочность лопатки ТНД»; 3 – СЭ «Материал лопатки ТВД»;
 4 – СЭ «Материал лопатки ТНД»

Согласно [12], принято, что на охлаждение: СА ТВД идет 1,4 %, РК ТВД – 2,2 %, СА ТНД – 0,8 %, РК ТНД – 0,1 % воздуха. Остальной воздух идет на охлаждение корпуса и дисков, поэтому в топологической модели он выбрасывается в проточную часть за турбиной (см. рис. 12).

Далее произведена идентификация двигателя на режиме взлетного полного форсажа [12]. По конструкции прототипа были определены площади поперечных сечений и значения приведенных скоростей на входе и выходе из узлов турбин. Принято, что обе турбины выполнены с постоянным средним диаметром, относительная толщина профиля рабочих лопаток ТВД на среднем диаметре 22,6 %, лопаток ТНД 16 % (что соответствует реальной конструкции [12]). Тип системы охлаждения для рабочих лопаток ТВД – циклонно-вихревое, ТНД – конвективное (радиальные каналы и прямоточная система охлаждения). У ТНД в периферийном сечении бандажная полка толщиной 2,5 мм.

СППР произвела газодинамический расчет ТВД и ТНД, спрофилировала проточную часть турбин [15]. Конструкция элементов проточной части, предложенная СППР, достаточно близка к конструкции турбин АЛ-31Ф (средняя относительная погрешность геометрических размеров порядка 3 %). Материалы, предложенные СППР, соответствуют материалам конструкции. Масса элементов турбин хорошо соответствует массам элементов, определенным при помощи по 3D-моделей. Средняя относительная погрешность определения массы составляет порядка 4 % (табл. 1). По отдельным позициям (корпусные элементы) погрешность достигает 14 % [15].

Таблица 1

Сравнение некоторых результатов моделирования и конструкции турбин АЛ-31Ф

Узел	Конструкция ТРДДФсм						Результат моделирования					
	ТВД			ТНД			ТВД			ТНД		
Диаметр:	внут.	сред.	нар.	внут.	сред.	нар.	внут.	сред.	нар.	внут.	сред.	нар.
– на входе в СА, мм	622,5	675,6	728,7	602,0	670,0	738,0	620,9	674,1	727,4	608,2	675,7	743,1
– на входе в РК, мм	617,5	675,4	733,3	568,4	678,4	788,4	616,2	674,1	732,1	560,1	675,7	791,3
– на выходе из РК, мм	607,3	670,9	734,4	553,6	675,8	798,0	610,9	674,1	737,3	553,5	675,7	797,9
Хорда РЛ, мм	35,5	32,6	30,6	36,5	31,1	28,7	36,9	29,9	27,6	34,2	30,6	30,4
Хорда СА, мм	52,3	53,7	57,8	71,9	78,7	86,9	64,9			70,6		
Число СА	42			33			43			32		
Число РЛ	90			90			90			89		
Материал РЛ	ЖС-32			ЖС6-У			ЖС6-У; ЖС-32; ЖС-6Ф; ВКЛС20; ЖС36			ЖС6-У; ЖС-6Ф; ВКЛС20; ЖС36; ЖС-32		

Узел турбины Д-30КУ состоит из двухступенчатой ТВД и четырехступенчатой ТНД. Для того чтобы получить возможность разделить работы по ступеням и для моделирования сложного закона профилирования проточной части ТВД в топологической модели двигателя СЭ «ТВД» разделен на первую и вторую ступени при помощи СЭ «Отбор мощности» в котором указана «Доля отбора мощности» 0,6 (рис. 13). Двигатель моделировался на максимальном взлетном режиме.

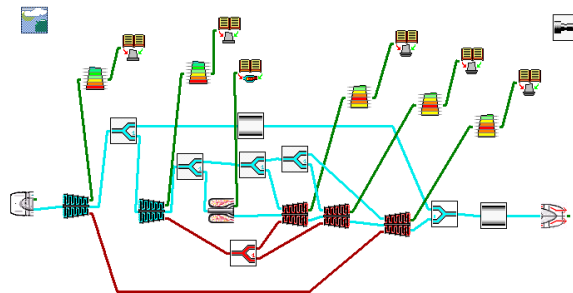


Рис. 13. Топологическая модель двигателя Д-30КУ с разделением ТВД по ступеням

Схема проточной части узла турбины Д-30КУ представлена на рис. 14.

Некоторые из результатов моделирования ТВД Д-30КУ приведены в табл. 2. Схемы проточной части ТНД и ТВД, предложенные СППР, представлены на рис. 15. Благодаря искусственному разделению узла ТВД на отдельные ступени, погрешность моделирования составляет от 0,2 до 2,0 % (по высоте лопатки). Средняя относительная погрешность составляет 0,8 %.

Узел ТНД моделируется несколько хуже, если на первой и четвертой ступени погрешность порядка 1,5 %, то на второй и третьей ступени погрешность моделирования достигает 5,6 %. Средняя относительная погрешность составляет 2,8 %. Несмотря на различия в разделении работ по ступеням ТНД и отличия в законе профилирования проточной части (при моделировании принято $D_{\text{вн.}} = \text{const}$), схема проточной части ТНД (рис. 13) подобна конструкции двигателя (рис. 14).

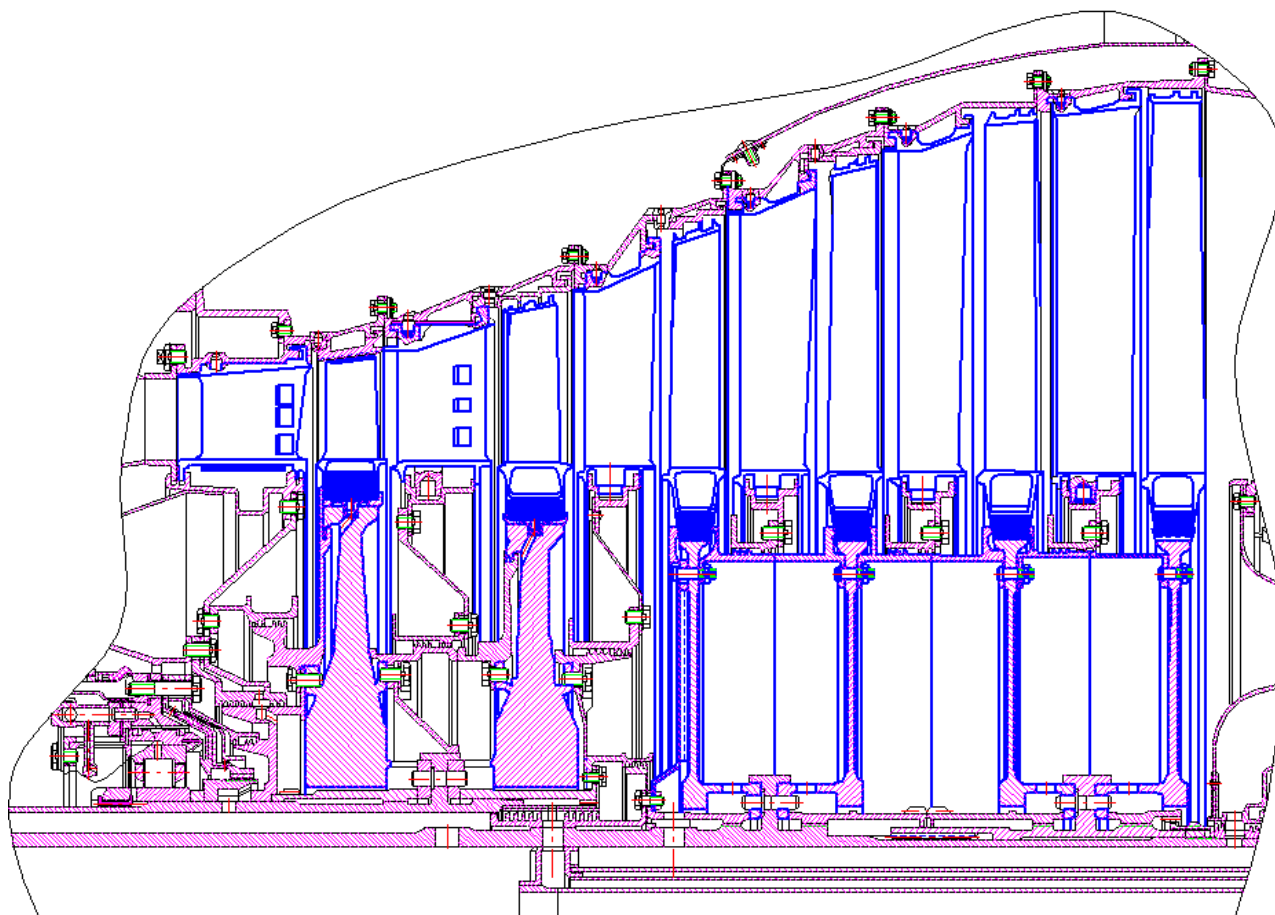


Рис. 14. Схема проточной части узла турбины Д-30КУ

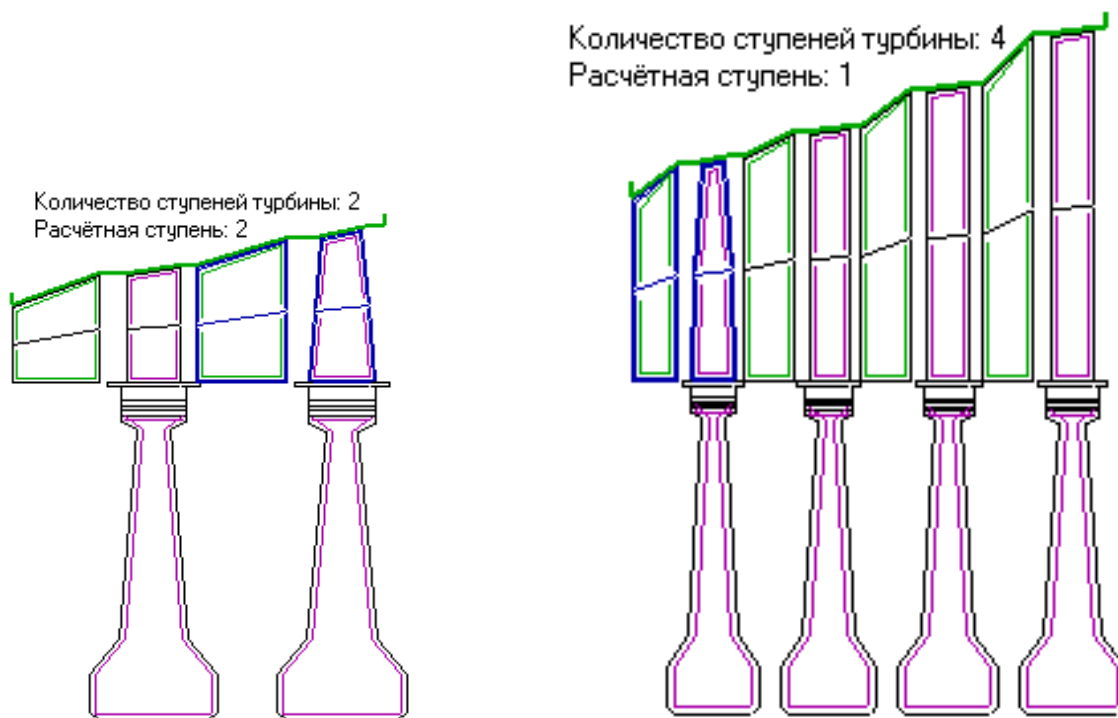


Рис. 15. Схема проточной части турбины Д30КУ, предложенная СППр:
а – ТВД; б – ТНД

Таблица 2

Сравнение некоторых результатов моделирования и конструкции ТВД Д-30КУ

Параметры	I ступень		II ступень	
	Конструкция	Результат моделирования	Конструкция	Результат моделирования
$h_{вх.РК}$, мм	55,7	58,7	85,0	83,2
$h_{вых.РК}$, мм	59,5	60,3	91,8	91,1
$D_{вн. вх. СА}$, мм	527,4	527,4	527,3	527,3
$D_{нар. вх. СА}$, мм	624,9	623,4	653,5	653,4
$D_{вн. вх. РК}$, мм	529,46	527,4	525,6	527,3
$D_{нар. вх. РК}$, мм	640,8	644,8	695,5	693,8
$D_{вн. вых. РК}$, мм	529,46	527,4	523,9	527,3
$D_{нар. вых. РК}$, мм	648,4	648,0	707,5	709,6
Число лопаток РК	80	80	80	80
Материал лопатки	Жаропрочный сплав	ВЖЛ12У; ЖС6КП; ЭП-648; ВЖ171; ВЖЛ8	Жаропрочный сплав	ЭП-648; ЖС6-КП; ЖС6К; ЖС6Ф; ЖС32ВНК

При моделировании двухступенчатой ТВД и четырехступенчатой ТНД ТРДД (Д-30КУ) конструкция, предложенная СППР, незначительно отличается от реальной конструкции. Средняя относительная погрешность при моделировании ТВД – 0,7 %, ТНД – 2,5 % (за счет несколько большей погрешности моделирования II и III ступени). Материалы лопаток ТВД находятся на I и II местах в списке СППР.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ФК

При моделировании ФК АЛ-31Ф и РД-33 геометрия воспроизводится достаточно точно (рис. 16 и 17), средняя относительная погрешность при определении основных размеров ФК составляет 6,5 % [16]. Хотя по некоторым позициям, погрешность достигает существенно больших значений.

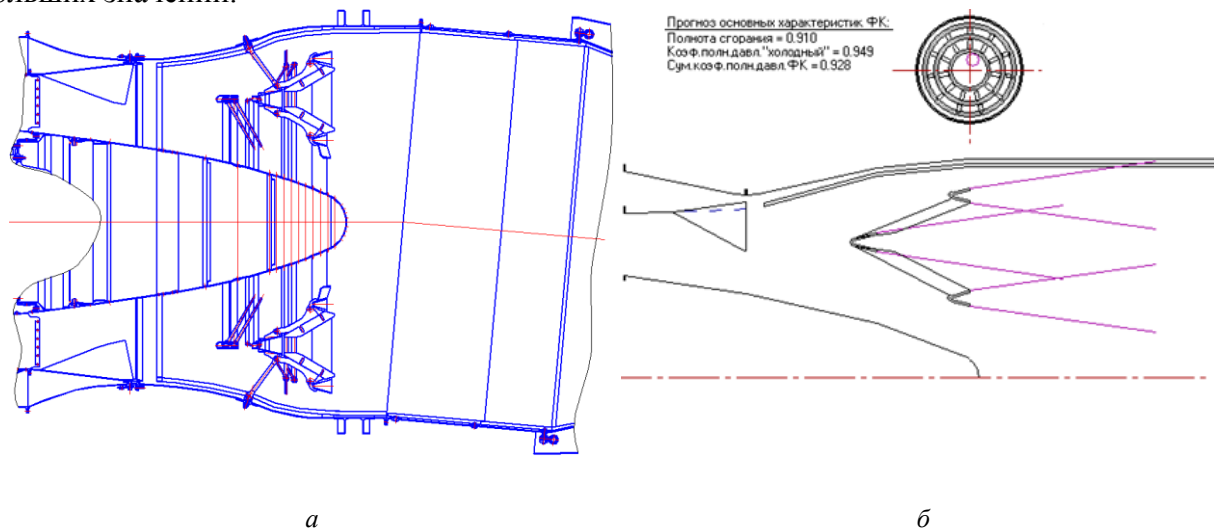


Рис. 16. Схема ФК:
а – РД-33; б – модель, предложенная СППР

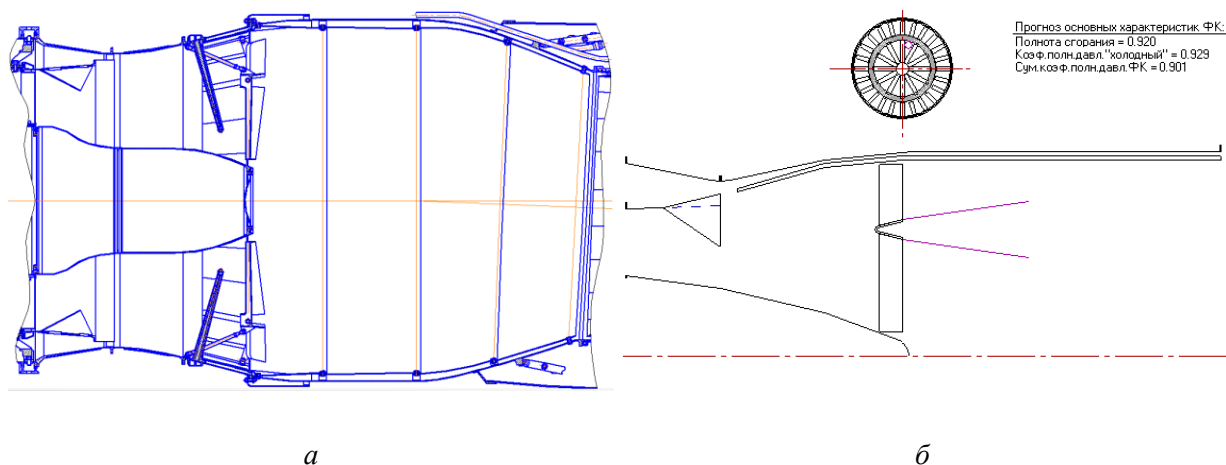


Рис. 17. Схема ФК:
а – АЛ-31Ф; б – модель, предложенная СППР

МОДЕЛИРОВАНИЕ РЕАКТИВНЫХ СОПЕЛ

Моделирование реактивных сопел АЛ-31Ф (рис. 18, табл. 3) и РД-33 (рис. 19) осуществлялось на взлетном режиме максимал и полный форсаж. Средняя относительная погрешность моделирования составляет 11,8 и 9,2 % соответственно. Материал створок (АЛ-31Ф) находится на втором месте в списке, предложенном СППР (см. табл. 3).

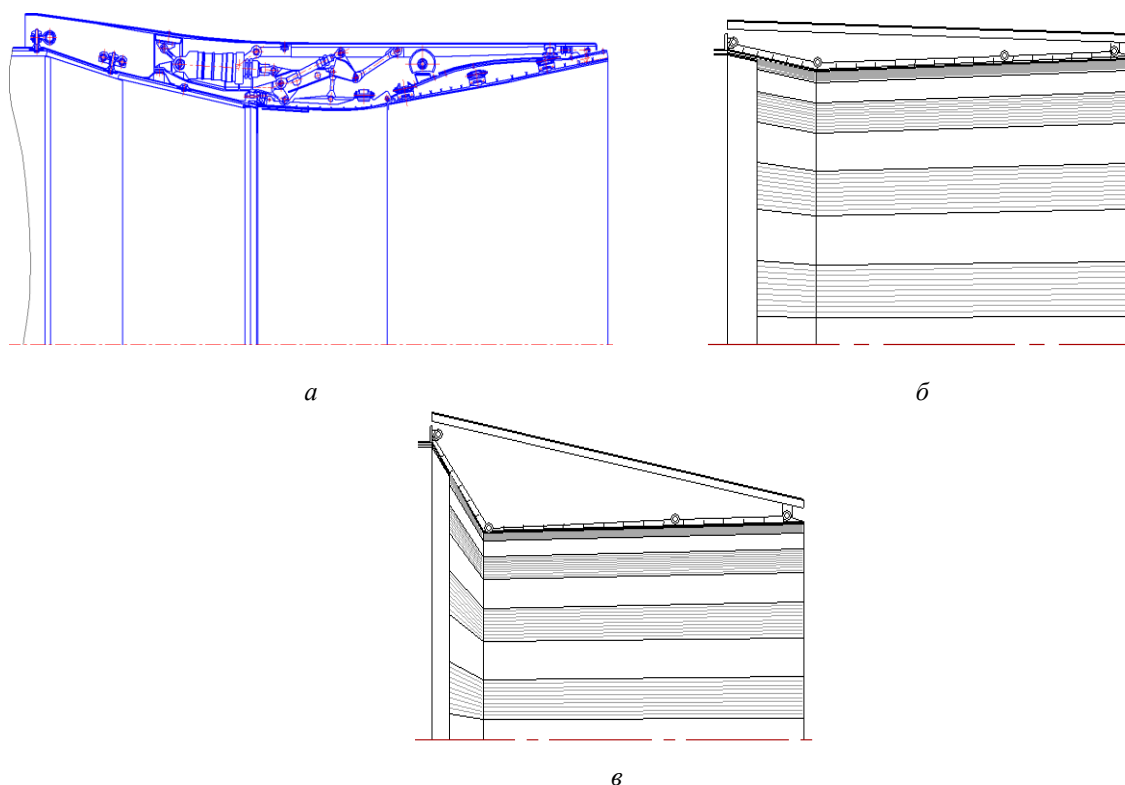


Рис. 18. Схема РС:
а – АЛ-31Ф; б – модель на режиме ПФ; в – модель на максимальном режиме

Таблица 3

Подбор материала для створок сопла АЛ-31Ф на различных режимах

Конструкция	Результат моделирования	
	ПФ	М
ВЖЛ-12У	ВКНА-4; ВЖЛ12У; ЖС36; ВКЛС20; ВЖ171	ЭК152ИД; ЭК151-ИД; ВТИ-4Х; ВТ25; ВТ22

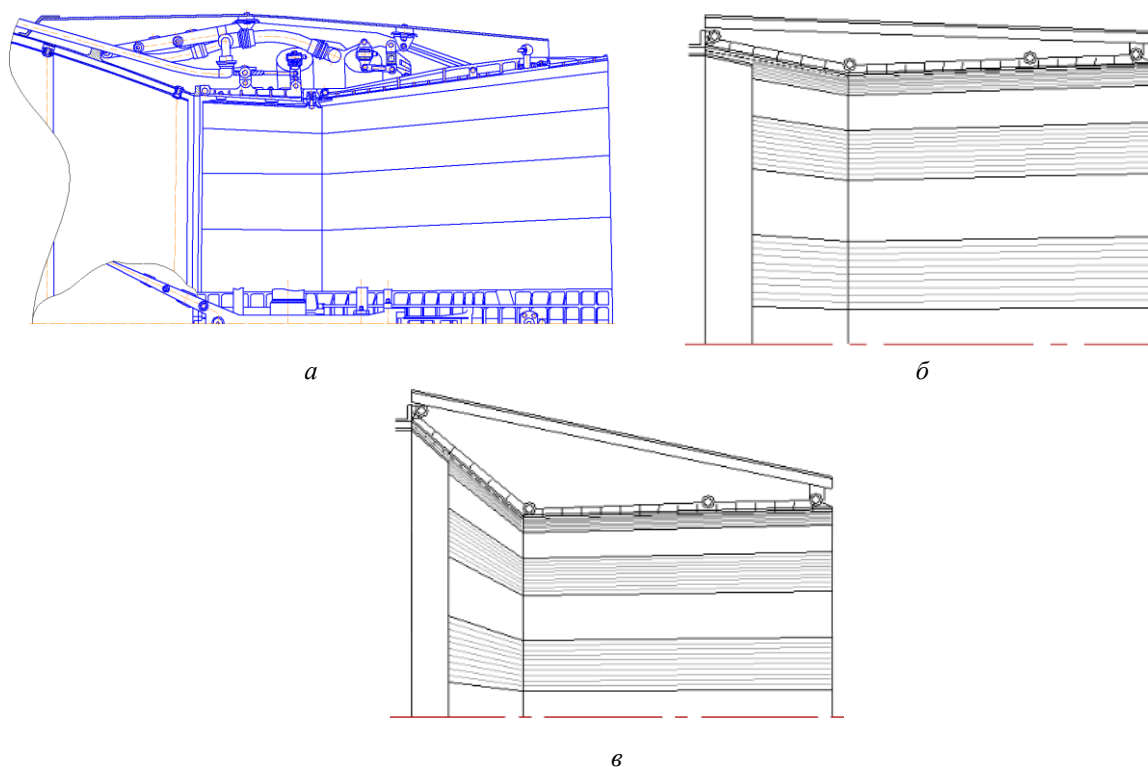


Рис. 19. Схема РС:

а – РД-33; б – модель на режиме ПФ; в – модель на максимальном режиме

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 СППР. И для обеспечения необходимой прочности и жесткости конструкции оно имеет достаточно большую толщину стенки (1,8 мм).

АНАЛИЗ РАБОТОСПОСОБНОСТИ СИСТЕМЫ

Сводные данные о средней относительной погрешности моделирования приведены в табл. 4. В основном, при моделировании компрессоров и их отдельных ступеней конструкция, предлагаемая СППР, достаточно близка к конструкции моделируемого двигателя. Средняя относительная погрешность по ступени составляет 3,5 %. При этом для отдельных ступеней погрешность достигает и 10 %. Материалы, использованные в конструкции моделируемых двигателей, находятся в списке предлагаемых СППР материалов на I и II, а в некоторых случаях и на V месте.

Конструкция КС, предлагаемая СППР, достаточно близка к конструкции моделируемых двигателей. Средняя относительная погрешность при моделировании несколько выше, чем при моделировании узла компрессора и достигает 10,9 %. При этом при моделировании конструкции трубчато-кольцевых камер сгорания погрешность достигает порядка 15 % (из-за того, что в алгоритмах системы заложено моделирование одиночных и не одиночных кольцевых КС). Материалы ЖТ и корпуса КС, примененные в конструкции, находятся на I месте в списке материалов, рекомендованных СППР.

Конструкция турбин, предлагаемая СППР, достаточно близка к конструкции моделируемых двигателей. Средняя относительная погрешность при моделировании узла турбин составляет порядка 2 %. При этом погрешность моделирования отдельных ступеней достигает 4 %. А на отдельные элементы (например, хорда СА ТВД АЛ-31Ф) достигает 25 %. Материалы рабочих лопаток турбин, примененные в конструкции, находятся в начале списка материалов, рекомендованных СППР (на I и II месте).

Конструкция ФК, предлагаемая СППР, достаточно близка к конструкции моделируемых двигателей. Средняя относительная погрешность при моделировании узла ФК составляет порядка 7 %. При этом, результаты моделирования ФК АЛ-31Ф ближе к реальной конструкции, чем при моделировании ФК РД-33. Основную сложность при моделировании вызвала конструкция фронтального устройства РД-33, имеющего достаточно сложную конфигурацию V-образных стабилизаторов с переменной величиной полки. При этом основные геометрические размеры ФК (диаметры и длина) и основные характеристики узла (гидравлический коэффициент полного давления) моделируются достаточно точно (относительная погрешность моделирования не превышает 3 %). Соответственно масса элементов ФК моделируется также достаточно точно. Материалы ЖТ и корпуса ФК, примененные в конструкции, находятся в списке материалов, рекомендованных СППР. Исключением является материал корпуса ФК АЛ-31Ф – ВТ-20, вместо которого СППР рекомендовала другие титановые сплавы со схожими характеристиками.

Таблица 4

Средняя относительная погрешность моделирования

Узел	АЛ-31Ф		РД-33		Д-30КУ		ПС-90А		Погрешность по узлу
	Конструкция	Материалы	Конструкция	Материалы	Конструкция	Материалы	Конструкция	Материалы	
КНД (подпорные)	8,27	I	2,82	I	2,82	I	1,86 (4,13)	II (III / III)	4,18
	5,46	I	1,87	I	5,53	–			
	9,93	III	2,94	V	3,43	II			
	2,18	II	3,10	V					
КВД					0,80	II	1,12	II	2,83
	1,58	II			1,01	I	3,56	III	
	1,71	II			2,87	I	4,05	II	
	3,48	II			1,87	III	1,82	I	
	5,75	II			0,62	IV	3,21	I	
	3,21	II			1,27	I	4,50	I	
	2,55	IV			1,60	I	5,77	I	
	4,90	IV			1,68	I	5,52	–	
	4,41	V			3,34	V	4,66	–	
	5,05	III			1,55	V	2,77	–	
КС	4,47	I / I	14,2	I / I	14,2			I / I	10,9
ТВД	3,41	II			0,94	I			1,61
					0,49	II			
ТНД	1,64	I			0,79				2,32
					3,78				
					4,04				
					1,33				
ФК	5,68	I / –	7,32	I / IV					6,50
РС	11,8	II	9,17		18,6		4,63		9,90
Погрешность по двигателю	4,75	II	5,91	II	3,35	II	3,36	III	5,46
									4,34

При моделировании суживающе-расширяющихся РС (сопел Лавалья) СППР достаточно точно воспроизводит конструкцию моделируемых двигателей. Средняя относительная погрешность при моделировании РС АЛ-31Ф и РД-33 порядка 10 %. Наибольшая ошибка моделирования – длина теплозащитного экрана, которая в СППР рассчитывается как 1/3 от длины дозвуковой створки, а в конструкции РС РД-33 теплозащитный экран перекрывает всю дозвуковую часть сопла. Материал, из которого изготовлены створки РС АЛ-31Ф, находится на II месте в списке материалов, предложенных СППР. При моделировании суживающегося нерегулируемого и неохлаждаемого сопла ПС-90А СППР предложила схожую с ре-

альной конфигурацию, но в конструкции ПС-90А сопло двухстенное, а в алгоритмах СППР такие конструкции не заложены. Соответственно, погрешность при определении массы выходного устройства достаточно велика. При моделировании выходного устройства Д-30КУ основные габаритные размеры, предложенные СППР, соответствуют реальной конструкции. Но в конструкции сопла Д-30КУ есть реверсивное устройство, которое в СППР не моделируется, поэтому средняя относительная погрешность при моделировании сопла Д-30КУ составляет порядка 19 %.

Средняя относительная погрешность при моделировании узлов двигателя (осреднение по двигателю): АЛ-31Ф составляет 4,75 %; РД-33 – 5,91 %; Д-30КУ – 3,35 %; ПС-90А – 3,36 %.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Достаточно низкая погрешность, полученная при сравнении результатов моделирования различных узлов авиационных ВРД, позволяет сделать заключение о работоспособности разработанной СППР. Применение данной СППР позволит автоматизировать ранние стадии проектирования современных ВРД, позволит избежать ошибок при конструировании, формализовать процедуру оптимизации их основных параметров и характеристик.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Akhmedzyanov D. A., Kishalov A. E.** Computer-Aided Design and Construction Development of the Main Elements of Aviation Engines // Proceedings of the International Russian Automation Conference, RusAutoCon, 2019. (8–14 September 2019). 2019. DOI: 10.1007/978-3-030-39225-3_76. [D. A. Akhmedzyanov, A. E. Kishalov, "Computer-Aided Design and Construction Development of the Main Elements of Aviation Engines", in *Proceedings of the International Russian Automation Conference, RusAutoCon 2019*, 2019. DOI: 10.1007/978-3-030-39225-3_76.]
2. **Кишалов А. Е., Ахмедзянов Д. А.** Автоматизированное проектирование, выбор параметров, материалов, конструкций и анализ программ регулирования авиационных ВРД на ранних стадиях разработки // Проблемы и перспективы развития двигателестроения: материалы докладов междунар. науч.-техн. конф. (23–25 июня 2021 г.). В 2 т. Т. 1. Самара: Изд-во Самарского университета, 2021. С. 350–351. [A. E. Kishalov, D. A. Akhmedzyanov, "Computer-aided design, selection of parameters, materials, structures and analysis of programs for regulating aircraft engines at the early stages of development", (in Russian), in *Problems and prospects for the development of engine building: materials of reports of the international scientific and technical conf.*, 2021, pp. 350-351.]
3. **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. [O. 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.]
4. **Холщевников К. В., Емин О. Н., Митрохин В. Т.** Теория и расчет авиационных лопаточных машин: учебник для студентов ВУЗов. М.: Машиностроение, 1986. 432 с. [K. V. Holschevnikov, O. N. Emin, V. T. Mitrohin, *Theory and Design of aviation bladed machines*, (in Russian). Moscow: Mashinostroenie, 1986.]
5. **Конструкция** и проектирование авиационных газотурбинных двигателей: учебник для студентов ВУЗов / С. А. Вьюнов [и др.]; под общ. ред. Д. В. Хронина. М.: Машиностроение, 1989. 368 с. [S. A. Vyunov, et al.; D. V. Hronin (ed.), *Design and projecting aviation GTE*, (in Russian). Moscow: Mashinostroenie, 1989.]
6. **Кишалов А. Е., Маркина К. В.** Экспертная система по автоматизированному проектированию узлов и выбору материалов основных деталей авиационных воздушнореактивных двигателей: Свидетельство об официальной регистрации программы для ЭВМ № 2016663846. Заявка № 2016619904. Дата поступления 22.09.2016. Дата регистрации 19.12.2016. М.: Роспатент, 2016. [A. E. Kishalov, K. V. Markina, "Expert system for automated design of assemblies and selection of materials for main parts of aircraft jet engines", (in Russian), *Official registration certificate of the computer program*, no. 2016663846, Moscow: Rospatent, 2016.]
7. **Кишалов А. Е., Липатов В. Д., Соловьев П. В.** Система анализа и проектирования композиционных элементов проточной части авиационного двигателя: Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2020664604. Заявка № 2020663589. Дата поступления 03.11.2020. Дата регистрации 16.11.2020. М.: РОСПАТЕНТ, 2020. [A. E. Kishalov, V. D. Lipatov, P. V. Soloviev, "The system of analysis and design of composite elements of the flow part of an aircraft engine", (in Russian), *Official registration certificate of the computer program* no. 2020664604, 2020.]
8. **Akhmedzyanov D. A., Kishalov A. E., Markina K. V.** Computer-aided engineering design of main aviation GTE units // 2nd International Conference on Industrial Engineering, Applications and Manufacturing (ICIEAM), (Chelyabinsk, Russia, 19–20 May 2016). 2016. Pp. 1-4. DOI: 10.1109/ICIEAM.2016.7911705. [D. A. Akhmedzyanov, A. E. Kishalov, K. V. Markina, "Computer-aided engineering design of main aviation GTE units", in *2nd International Conference on Industrial Engineering, Applications and Manufacturing (ICIEAM)*, Chelyabinsk, Russia, 2016, pp. 1-4. DOI: 10.1109/ICIEAM.2016.7911705.]

9. **Akhmedzyanov D. A., Kishalov A. E., Markina K. V.** Automated material selection of the PS-90A fan blade // 30th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2016, (DCC, Daejeon, Korea; September 25–30 2016). 2016. Pp. 1-5. [D. A. Akhmedzyanov, A. E. Kishalov, K. V. Markina, "Automated material selection of the PS-90A fan blade", in *30th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2016*, DCC, Daejeon, Korea, 2016, pp. 1-5.]
10. **Kishalov A. E., Markina K. V.** Computer-aided design of structural elements of modern turbofan compressors // International Conference on Industrial Engineering, ICIE 2017. *Procedia Engineering*. 2017. Vol. 206. Pp 367-372. DOI: org/10.1016/j.proeng.2017.10.487. [A. E. Kishalov, K. V. Markina, "Computer-aided design of structural elements of modern turbofan compressors", in *Procedia Engineering*, vol. 206, pp. 367-372, 2017. DOI: org/10.1016/j.proeng.2017.10.487.]
11. **Гачурин В. А.** Конструкция и летная эксплуатация двигателя Д-30КУ: учебное пособие. М.: Машиностроение, 1987. 165 с. [V. A. Gachurin, *Design and flight operation of the D-30KU engine*, (in Russian). Moscow: Mashinostroenie, 1987.]
12. **Турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой сгорания АЛ-31Ф: учебное пособие / под ред. А. П. Назарова.** М.: ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 1987. 363 с. [A. P. Nazarov (ed.), *Turbojet dual-circuit engine with afterburner combustion chamber AL-31F*, (in Russian). Moscow: VVIA im. N. E. Zhukovskogo, 1987.]
13. **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. [A. E. 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 tekhnika*, no. 1, pp. 141-145, 2021.]
14. **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. [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.]
15. **Krivosheev I. A., Kishalov A. E., Lipatov V. D.** Computer-aided Design of Axial Flow Turbine Structure of Aviation GTE // 7th Scientific Conference on Information Technologies for Intelligent Decision Making Support (ITIDS 2019). 2019. Vol. 166. Pp. 34-39. DOI: 10.2991/itids-19.2019.6. [I. A. Krivosheev, A. E. Kishalov, V. D. Lipatov, "Computer-aided Design of Axial Flow Turbine Structure of Aviation GTE", in *7th Scientific Conference on Information Technologies for Intelligent Decision Making Support (ITIDS 2019)*, vol. 166, pp. 34-39, 2019. DOI: 10.2991/itids-19.2019.6.]
16. **Кишалов А. Е., Липатов В. Д., Соловьев П. В.** Автоматизированное проектирование конструкции форсажной камеры ТРДДФсм на примере двигателя семейства АЛ-31Ф // Вестник УГАТУ. 2020. Т. 24, № 3 (89). С. 59–68. [A. E. Kishalov, V. D. Lipatov, P. V. Soloviev, "Computer-aided design of the afterburner design of the turbofan engine on the example of the AL-31F engine family", (in Russian), in *Vestnik UGATU*, vol. 24, № 3 (89), pp. 59-68, 2020.]

ОБ АВТОРЕ

КИШАЛОВ Александр Евгеньевич, доц. каф. авиац. теплотехники и теплоэнергетики УГАТУ. Дипл. инж. по авиационным двигателям и энергетическим 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 неустановившихся режимах, разработки математических моделей сложных технических объектов, САПР авиационных ГТД.

METADATA

Title: Computer-aided design of aircraft air-jet engine at the early stages of development.

Author: A. E. Kishalov

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

Email: kishalov@ufanet.ru

Language: Russian.

Source: *Vestnik UGATU* (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 25, no. 3 (93), pp. 18-33, 2021. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: The article describes the developed methods and tools for automated design of the elements of the flow part of aircraft jet engines. Based on the results of the thermogasodynamic calculation, the developed system performs the design of the structure of the simulated unit, evaluates the acting gas and inertial forces, determines the thermal state of the parts. Then it determines the physical and mechanical properties of various materials from the database under the current conditions, and then by sorting through the materials it determines the optimal ones for use in the simulated unit. The article presents the results of modeling various components of aircraft engines and the results of comparing the proposed design and the design of the simulated engines.

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

About author:

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).