

А. Б. Михайлова, Д. А. Ахмедзянов, А. Е. Михайлов

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ РАННИХ СТАДИЙ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОМПРЕССОРОВ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК

В работе рассмотрены основные аспекты формирования программного комплекса для повышения эффективности проектирования компрессоров авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) и газотурбинных энергетических установок (ГТЭУ). Представлены основные возможности разработанного программного комплекса при решении прямых и обратных задач в одномерной и двухмерной постановках, а также результаты верификации разработанных методик моделирования компрессоров авиационных ГТД и ГТЭУ. Предложены рекомендации по применению разработанных методик и средств моделирования при проектировании компрессоров авиационных ГТД и ГТЭУ. *Авиационные двигатели; газотурбинные энергетические установки; компрессоры; проектирование; имитационное моделирование*

Проектирование авиационных ГТД и ГТЭУ, а также их основных узлов и систем базируется на комплексе фундаментальных и прикладных исследований в аэро- и термодинамике, материаловедении, механике жидкости и газа и других науках.

В настоящее время ведутся работы над созданием двигателей нового поколения, которые должны обладать рядом характеристик, придающих качественно новый уровень летательному аппарату. Среди основных направлений развития компрессоров следует отметить сокращение числа ступеней при одновременном повышении суммарной степени повышения давления и адиабатического КПД. Это может быть достигнуто за счет значительного повышения аэродинамической нагруженности и адиабатического КПД отдельных ступеней. Ведутся работы по снижению акустического шума ступеней компрессора. В перспективных схемах ГТД и ГТЭУ проявляется значительный интерес к центробежным компрессорам.

Для обеспечения широкого спектра требований к двигателям новых поколений в условиях сокращения затрат (времени и материальных ресурсов) и повышения качества продукции на международном рынке происходит коренной пересмотр методологии проектирования с внедрением информационных технологий в рамках CALS – компьютерной поддержки жизненного цикла продукции, реализации системного и объектного подходов, широкого использования математического моделирования. В на-

стоящее время за рубежом разрабатываются гибкие многодисциплинарные многоуровневые программные комплексы, обеспечивающие информационную поддержку жизненного цикла изделия.

Для проектирования компрессоров используются программные комплексы, обеспечивающие интеграцию математических моделей различного уровня, размерности и функционального назначения, охватывающие весь цикл проектирования компрессора от технического задания до выпуска конструкторской и технологической документации.

На сегодняшний день значительный интерес проявляется к трехмерным нестационарным математическим моделям турбулентных течений, которые позволяют с наибольшей достоверностью описать рабочий процесс в компрессоре. Однако данная математическая модель требует значительных затрат машинного времени и материальных ресурсов. Таким образом, для информационной поддержки ранних стадий проектирования необходима разработка многоуровневого гибкого программного комплекса, базирующегося на одномерных и двухмерных моделях рабочего процесса, что позволит значительно сократить трудоемкость последующих стадий проектирования, а также экспериментальной доводки изделия, таким образом, тема работы является актуальной.

СОСТОЯНИЕ ВОПРОСА

Согласно существующей на сегодняшний день методологии процесс газодинамического проектирования компрессоров авиационных ГТД и энергетических установок можно разделить на этапы согласно размерности решаемых

на каждом этапе прямых и обратных задач [1, 2].

Основное внимание проводимых в настоящее время исследований уделяется разработке и развитию трехмерных стационарных и нестационарных математических моделей вязкой сжимаемой среды. При моделировании турбулентных течений в различных технических объектах кроме широко распространенного метода решения системы уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу (Reynolds Averaged Navier-Stokes), находят применение методы моделирования крупных вихрей (Large Eddy Simulation), методы моделирования отсоединенных вихрей (Detached Eddy Simulation), методы прямого численного моделирования (Direct Numerical Simulation).

Согласно проведенным в ЦИАМ им. Баранова исследованиям [2], первый и второй этапы газодинамического проектирования, на которых происходит решение прямых и обратных задач в одномерной и двухмерной постановках, играют определяющую роль в обеспечении требуемых параметров проектируемого компрессора. Это подтверждает значимость технических проектных решений, принимаемых на ранних стадиях проектирования узла.

В рамках методологии CALS обосновывается применение математических моделей различного уровня и размерности на различных этапах и стадиях жизненного цикла компрессора. В связи с этим в настоящее время происходит дальнейшее развитие широко и успешно применяющихся одномерных и двухмерных математических моделей рабочего процесса в компрессоре. Основные направления исследований связаны с повышением адекватности, увеличением количества учитываемых факторов и расширением области применения методик моделирования рабочего процесса в компрессоре. Среди основных публикаций по рассматриваемой тематике можно отметить работы следующих авторов: О. Н. Емин, Г. А. Комиссаров, В. М. Микиртчян, В. И. Милешин, Л. Е. Ольштейн, Ю. А. Ржавин, А. Н. Старцев, В. А. Стефановский, В. С. Талызина, К. В. Холщевников, R. O. Bullock, A. D. S. Carter, H. F. Creveling, A. R. Howell, I. A. Johnsen, N. Cumpsty, C. C. Koch, S. Lieblein, N. T. Monsarrat, W. C. Swan.

РЕШЕНИЕ 1-D ОБРАТНОЙ ЗАДАЧИ

Для разработки системы имитационного моделирования компрессоров авиационных ГТД и ГТЭУ в одномерной постановке использована

разработанная в НИЛ САПР-Д кафедры авиационных двигателей технология МетаСАПР САМСТО [3, 4]. В технологии САМСТО (Система автоматизированного моделирования сложных технических объектов) реализован объектно-ориентированный подход к построению информационных систем, в том числе средств имитационного моделирования технических объектов.

Для решения 1-D обратной и прямой задач разработана система имитационного моделирования COMPRESSOR [5]. В системе реализована математическая модель с уровнем декомпозиции исследуемого объекта до ступени компрессора.

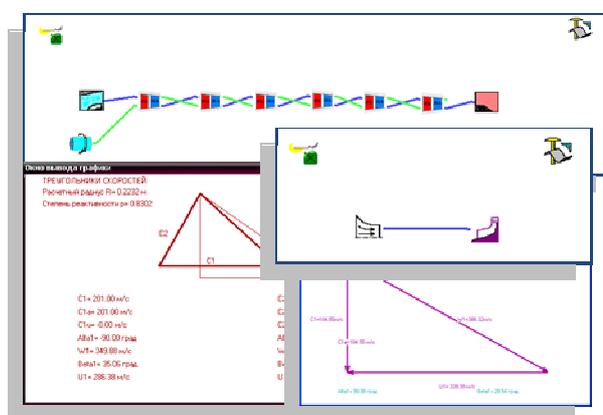


Рис. 1. Внешний вид СИМ COMPRESSOR при решении 1-D обратной задачи

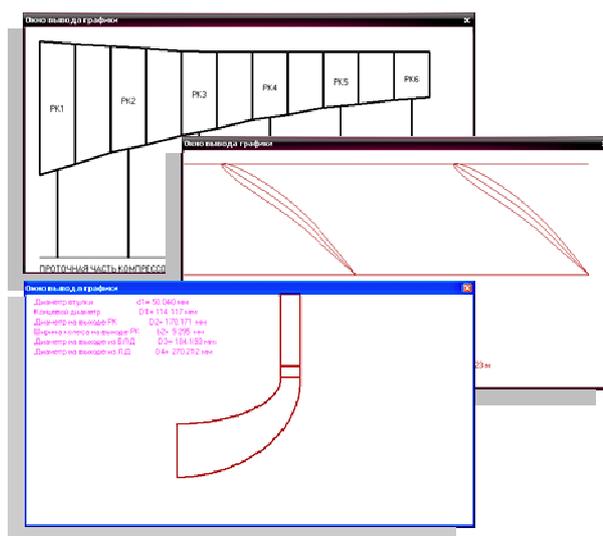


Рис. 2. Визуализация результатов в СИМ COMPRESSOR при решении 1-D обратной задачи

Реализованная в СИМ COMPRESSOR математическая модель для решения обратной задачи базируется на обширных экспериментальных исследованиях плоских решеток и лопаточных венцов, особенности математической модели представлены в [5, 6]. Проведена верификация разработанной системы моделирования при решении обратной задачи для осевого компрессора (КР17-300, КНД АЛ-55, КНД и КВД АЛ-31Ф, КНД и КВД Р95Ш), а также центробежного компрессора (ВД-100, SR-30, ТЖ-100, ОПТ-210). Максимальная погрешность СИМ COMPRESSOR при решении обратной задачи для осевого компрессора не превышает 1 %, для центробежного компрессора не превышает 3 %.

Система моделирования позволяет в автоматизированном режиме решать широкий спектр работ на ранних стадиях проектирования компрессоров ГТД и ГТЭУ: оптимизация распределения теоретического напора и КПД по ступеням многоступенчатого компрессора; оптимизация распределения компонентов скоростей потока и кинематических параметров по ступеням компрессора; оптимизация геометрии проточной части компрессора исходя из различных целевых функций; разработка геометрических моделей компрессора исходя из обеспечения подобия режимов течения. Таким образом, система моделирования позволяет проводить на ранних стадиях проектирования при ограниченном количестве исходных данных сравнительный анализ большого количества проектных технических решений с последующим выбором оптимального варианта. Решение обратной задачи в СИМ COMPRESSOR является предварительным этапом для решения прямой задачи в одномерной постановке, позволяющей получить характеристику компрессора.

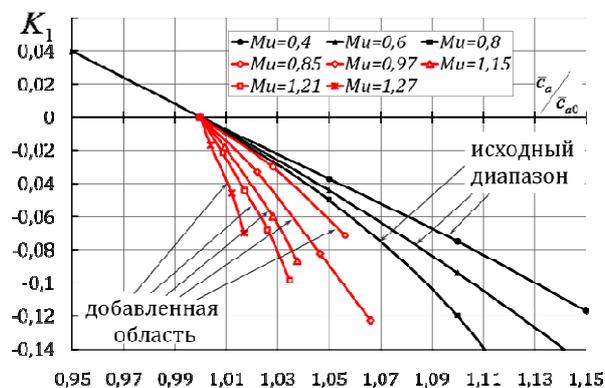
РЕШЕНИЕ 1-D ПРЯМОЙ ЗАДАЧИ

В СИМ COMPRESSOR разработана математическая модель для решения прямой задачи для многоступенчатого осевого компрессора в одномерной постановке [5, 7]. Математическая модель базируется на обобщенных характеристиках ступеней компрессора, предложенных впервые Л. Е. Олыштейном в ЦИАМ им. Баранова.

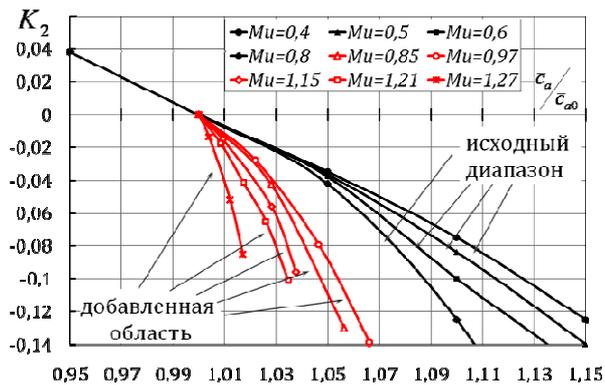
Суть метода заключается в определении двух безразмерных комплексов, зависящих от соотношения коэффициентов расхода в «расчетной» и текущей точках. Метод имеет ограниченный $M_u = 0,4...0,8$ диапазон применения, что делает невозможным его применение в компрессорах, имеющих сверхзвуковые ступени.

Авторами предложен метод решения прямой задачи, отличающийся от существующих более широким диапазоном применения с учетом современных тенденций в компрессоростроении (увеличение числа Маха в окружном направлении). На рис. 3 приведены полученные по результатам обработки экспериментальных характеристик высоконагруженных ступеней зависимости безразмерных комплексов K_1 и K_2 от режима работы ступени, характеризуемого безразмерным комплексом \bar{c}_a/\bar{c}_{a0} . Безразмерные комплексы, зависящие от кинематики потока, выражаются следующими зависимостями:

$$K_1 = \frac{\bar{H}}{\eta_k^* \bar{c}_{a0}} \frac{\bar{H}_0}{\eta_{k0}^*}, K_2 = \bar{H} - \bar{H}_0 \frac{\bar{c}_a}{\bar{c}_{a0}}. \quad (1)$$



а



б

Рис. 3. Обобщенные характеристики ступени компрессора,
 $a - K_1 = f(\bar{c}_a/\bar{c}_{a0}, Mu)$,
 $b - K_2 = f(\bar{c}_a/\bar{c}_{a0}, Mu)$
 при $M_u = 0,4...1,27$

Безразмерные комплексы позволяют рассчитать КПД и степень повышения давления при различных режимах работы ступени по частоте вращения и расходу воздуха. Для прогнозирования характеристик многоступенчатых осевых компрессоров используется метод сложения характеристик отдельных ступеней.

Метод обобщенных зависимостей наряду с очевидными преимуществами (небольшой объем исходных данных) обладает одним существенным недостатком – необходимостью наличия всех данных в «расчетной» точке. Под «расчетной» понимается точка на ветви характеристики с максимальным КПД. Таким образом, для расчета каждой конкретной ветви характеристики необходимо задаваться «расчетными», то есть соответствующими точке с максимальным КПД, значениями следующих параметров: частота вращения, расход воздуха, углы входа потока в РК по абсолютной скорости и углы выхода потока из РК по относительной скорости. Однако задача существенно упрощается, если одновременно с прямой задачей решать обратную, проектировать компрессор под заданные условия, но с неизменной геометрией. Для определения КПД в «расчетной» точке на каждой ветви характеристики используется модель, предложенная в ЦИАМ Г. А. Комиссаровым по результатам обобщения экспериментальных характеристик компрессоров [8].

На рис. 4 представлены результаты верификации СИМ COMPRESSOR на примере высоконагруженной ступени компрессора.

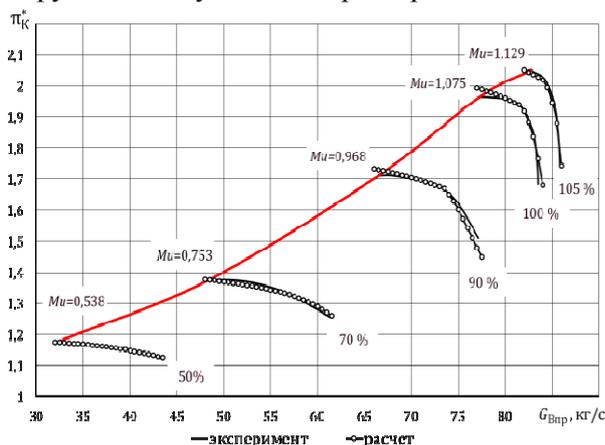


Рис. 4. Верификация СИМ COMPRESSOR на примере высоконагруженной ступени компрессора

Можно отметить высокую сходимость расчетных и экспериментальных результатов в широком диапазоне чисел Маха по окружной скорости. Разработанная математическая модель адекватно отражает физическую природу про-

цессов, протекающих в компрессоре, что подтверждается характерным изменением кривизны напорных веток при повышении окружной скорости.

На рис. 5 представлены результаты верификации разработанной математической модели на примере современного компрессора низкого давления двигателя АЛ-55. Можно отметить, что погрешность по максимальному расходу воздуха не превышает 1 %, погрешность определения степени повышения полного давления, адиабатического КПД и расхода воздуха по характеристике компрессора в широком диапазоне частот вращения ротора не превышает 5 %. Проведенный анализ позволяет судить о высокой степени адекватности разработанной математической модели, реализованной в СИМ COMPRESSOR для решения прямой задачи в одномерной постановке.

РЕШЕНИЕ 2-D ПРЯМОЙ ЗАДАЧИ

Для решения 2-D прямой задачи для многоступенчатого осевого компрессора разработана система имитационного моделирования COM-PRESSOR_2D, в которой реализована двухмерная осесимметричная модель рабочего процесса. На рис. 6 в качестве примера приведен алгоритм решения 2-D прямой задачи для рабочего колеса в СИМ COMPRESSOR_2D.

В двухмерной математической модели течение представляется в виде совокупности каналов между двумя поверхностями тока на различном уровне по высоте проточной части компрессора.

Согласно двухмерной осесимметричной математической модели рабочий процесс в межлопаточном канале на произвольном уровне по высоте проточной части определяется углом поворота и потерями полного давления. Потери полного давления выступают функцией параметров геометрии лопаточного венца, числа Маха на входе в межлопаточный канал, коэффициента диффузорности, радиального положения в лопаточном венце и осевого положения лопаточного венца. Угол поворота потока в межлопаточном канале является функцией параметров геометрии лопаточного венца, числа Маха на входе в межлопаточный канал, радиального положения в лопаточном венце.

На рис. 7 представлена структурная схема ступени осевого компрессора в СИМ COM-PRESSOR_2D, можно отметить, что уровень декомпозиции изменился до лопаточного венца по сравнению с СИМ COMPRESSOR.

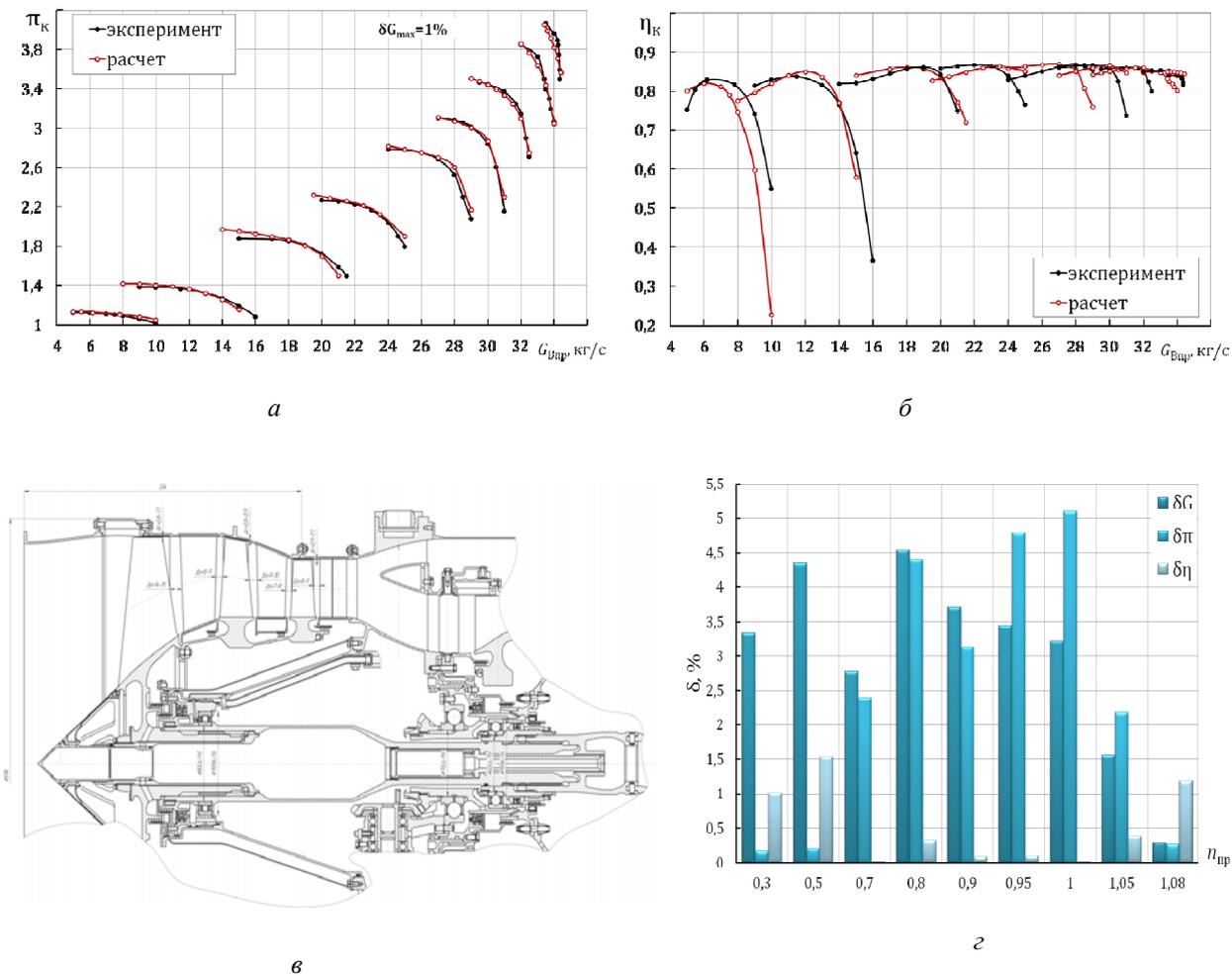


Рис. 5. Верификация СИМ COMPRESSOR на примере КНД АЛ-55, а – напорная характеристика, б – КПД-характеристика, в – общий вид КНД АЛ-55, г – погрешность

Для решения 2-D прямой задачи предложен оригинальный алгоритм разбиения потока на струйки тока между для определения распределения расхода воздуха по межлопаточным каналам на различном уровне по высоте проточной части между двумя поверхностями тока.

Алгоритм разбиения на N струек тока представлен на рис. 8.

- Выходная кромка делится на N частей (струек).
- Вычисляются площади кольцевых каналов на выходе из венца.
- Расход разбивается по струйкам пропорционально кольцевым площадям.
- По известному расходу определяются кольцевые площади струек на входе в венец.
- Вычисляются входные радиусы струек.

Разработана компьютеризированная методика определения реальных и номинальных углов атаки и отставания потока, профильных

и волновых потерь полного давления для определения параметров потока на выходе из межлопаточного канала на различном уровне по высоте проточной части [5].

Для определения среднеинтегральных параметров лопаточного венца, а в дальнейшем ступени компрессора и многоступенчатого компрессора используются различные методы осреднения неравномерного потока, которые можно выбирать произвольным образом согласно [9, 10].

Для верификации разработанной математической модели и системы моделирования использована высоконагруженная экспериментальная осевая ступень компрессора. На характеристике выбраны три характерные расчетные точки на напорной ветви: 1 – точка в устойчивой области; 2 – точка на границе устойчивой работы компрессора; 3 – точка с максимальным расходом воздуха на ветви.

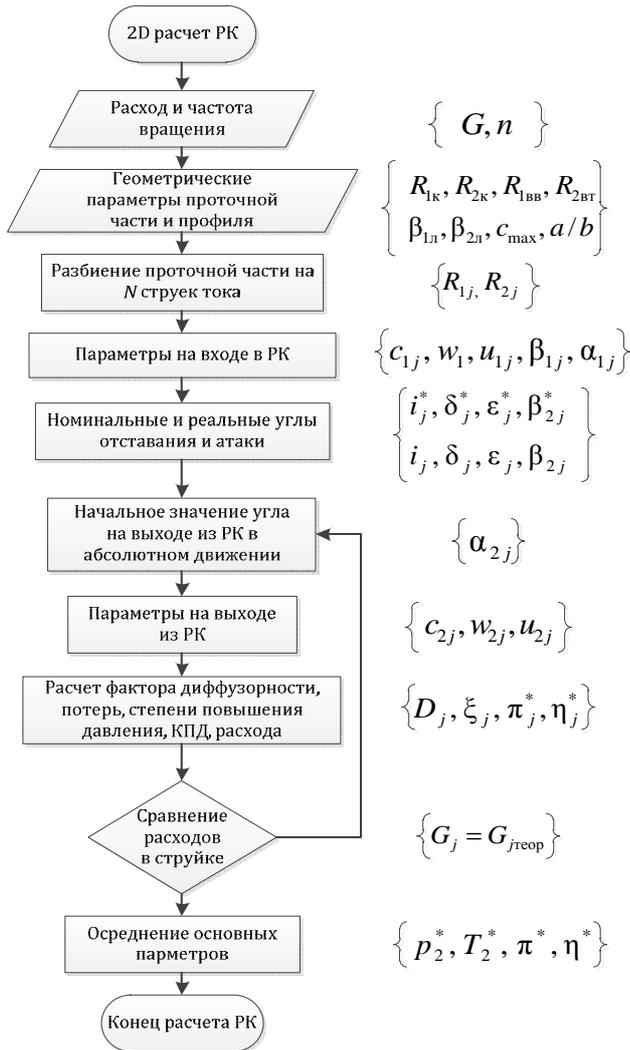


Рис. 6. Алгоритм расчета течения в рабочем колесе в СИМ COMPRESSOR_2D

В каждой расчетной точке проведено моделирование рабочего процесса с использованием СИМ COMPRESSOR_2D. Проведен сравнительный анализ расчетных и экспериментальных эпюр радиального распределения параметров за лопаточными венцами, результаты сравнения представлены на рис. 10–11.

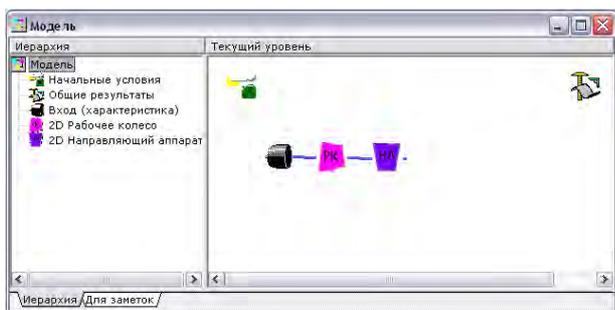


Рис. 7. Структурная схема модели ступени осевого компрессора в СИМ COMPRESSOR_2D

Анализ результатов, представленных на рис. 10 и 11 указывает на высокую адекватность разработанной математической модели, методики моделирования и системы имитационного моделирования COMPRESSOR_2D при решении прямой осесимметричной задачи для осевого компрессора.

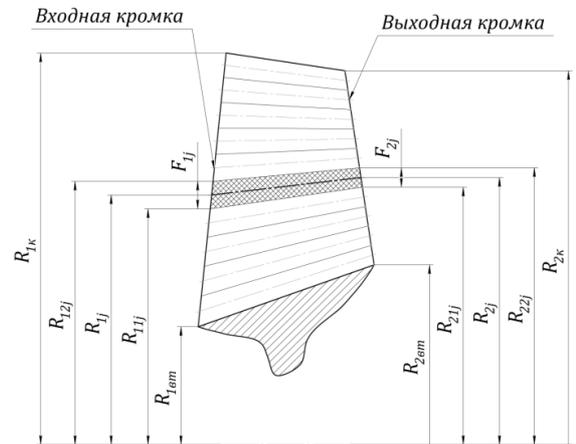


Рис. 8. Алгоритм разбиения потока на струйки тока

МЕТОДИКА ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ГРАНИЦЫ УСТОЙЧИВОЙ РАБОТЫ ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА

Одним из ключевых вопросов при проектировании компрессора на различных стадиях является обеспечение необходимых запасов газодинамической устойчивости рабочего процесса. Соответственно, особую актуальность приобретает вопрос прогнозирования границы устойчивой работы компрессора при решении прямой 1-D и 2-D задачи на ранних стадиях проектирования с высокой степенью точности.

Для решения поставленной задачи разработана методика определения границы устойчивой работы многоступенчатого осевого компрессора в одномерной и двухмерной постановках с помощью дискретного ограничения по критическому углу атаки для отдельных венцов и ступеней компрессора.

Для прогнозирования границы устойчивой работы используются оригинальные безразмерные комплексы, характеризующие отклонение режима течения в межлопаточном канале от номинального режима, характеризующегося минимальным значением коэффициента потерь полного давления в решетке (рис. 12).

Анализ обобщенной характеристики плоской решетки профилей позволяет определить два безразмерных критерия для границы зарождения срывных зон на спинке профиля и развитого срыва потока со спинки профиля [11].

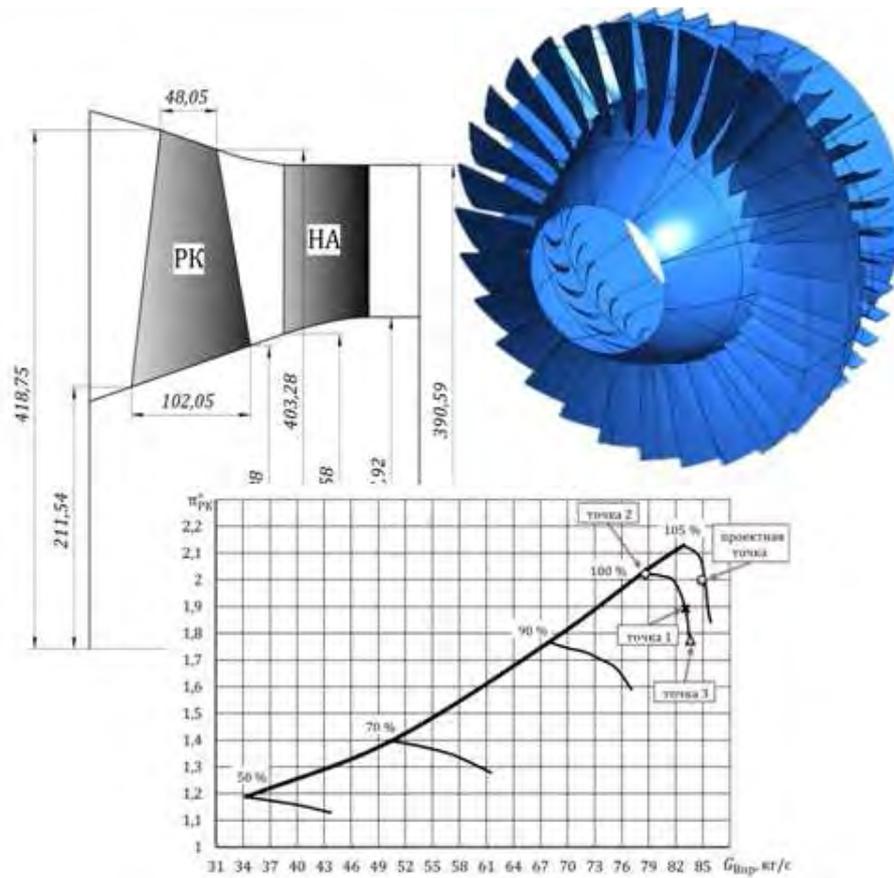


Рис. 9. Внешний вид исследуемой ступени и напорная характеристика с характерными расчетными точками

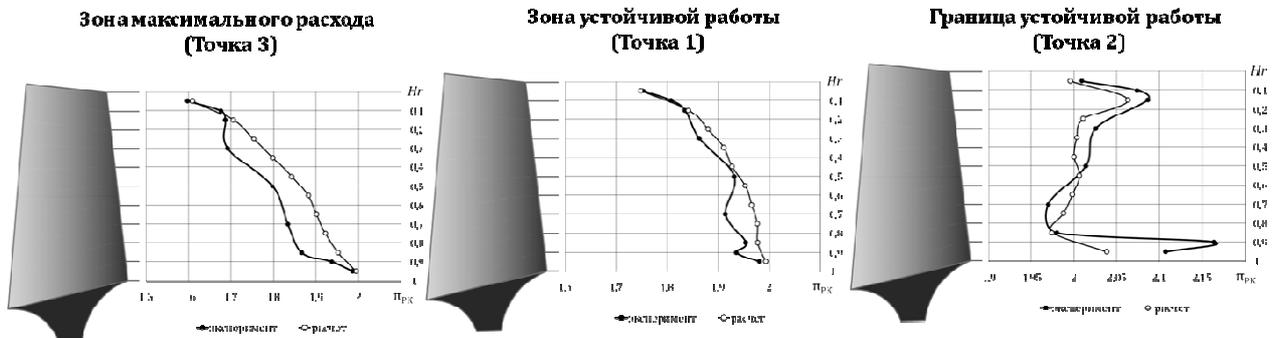


Рис. 10. Радиальное распределение степени повышения полного давления за рабочим колесом

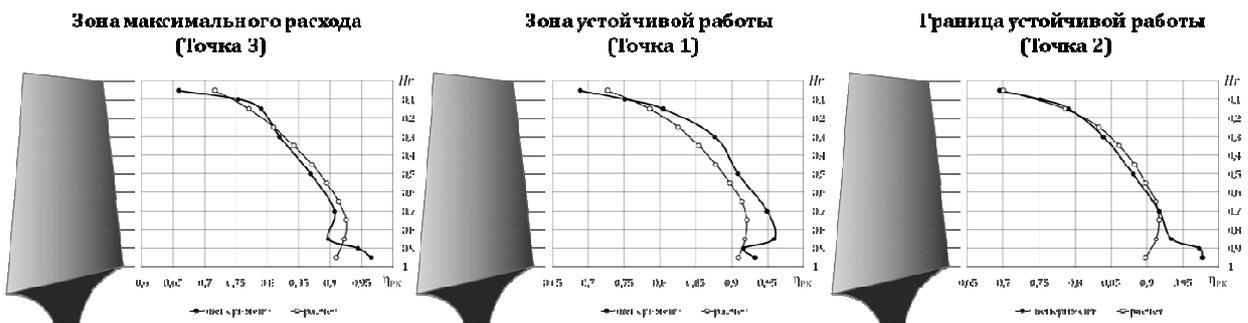


Рис. 11. Радиальное распределение адиабатического КПД за рабочим колесом

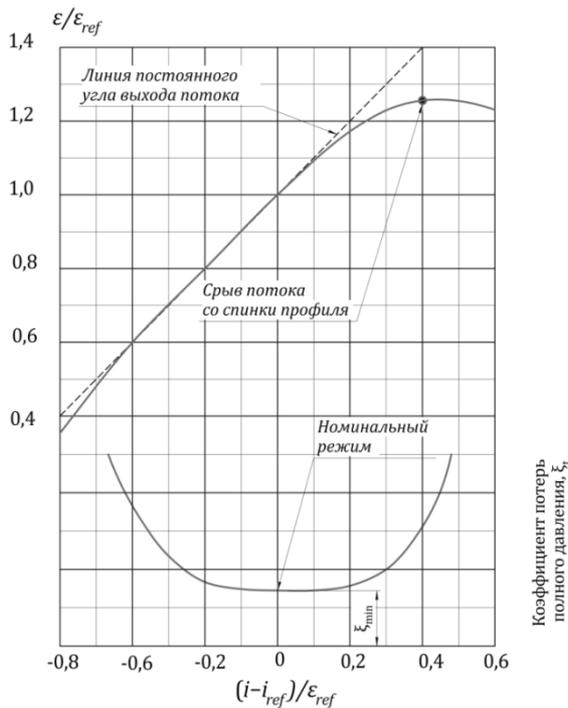


Рис. 12. Обобщенная характеристика плоской решетки профилей по результатам продувок

Зарождение срывных зон на спинке профиля:

$$\left(\frac{i - i_{ref}}{\varepsilon_{ref}} = 0,2 \right). \quad (2)$$

Развитый срыв потока со спинки профиля:

$$\left(\frac{i - i_{ref}}{\varepsilon_{ref}} = 0,4 \right). \quad (3)$$

Предложенные безразмерные комплексы позволяют разработать методику прогнозирования границы устойчивой работы многоступенчатого компрессора в одномерной и двухмерной постановках, которая была реализована в системах COMPRESSOR и COMPRESSOR_2D.

Для определения границы устойчивой работы осевого компрессора предложен следующий критерий: область срывного течения должна занимать половину и более высоты пера лопатки. Предложенный критерий подтверждается результатами сравнительного анализа эпюр радиального распределения расчетных и экспериментальных углов атаки (рис. 14).

Сравнительный анализ расчетных и экспериментальных характеристик (рис. 13–14) указывает на высокую адекватность разработанной методики прогнозирования границы устойчивой работы осевого компрессора.

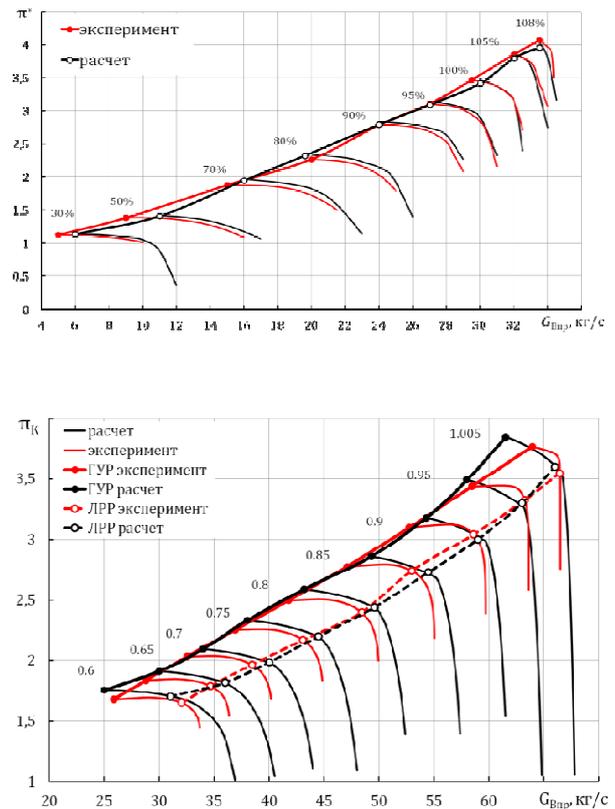


Рис. 13. Верификация методики определения границы устойчивой работы КНД АЛ-55 и Р95Ш

РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ПРИМЕНЕНИЮ РАЗРАБОТАННЫХ МЕТОДИК И СРЕДСТВ МОДЕЛИРОВАНИЯ

В качестве рекомендаций по применению разработанных методик и средств моделирования представлен пример модернизации исследуемой экспериментальной высоконагруженной ступени компрессора для повышения запасов газодинамической устойчивости.

Для формирования базы знаний и последующей модернизации и оптимизации лопаточных венцов проведено исследование влияния различных конструктивных параметров на радиальное распределение параметров за лопаточными венцами, в том числе при различных видах неравномерности поля давлений на входе в лопаточные венцы.

Проведена оценка характеристик исходного и модернизированного лопаточных венцов при трех различных типах неравномерности согласно эпюрам, представленным на рис. 15.

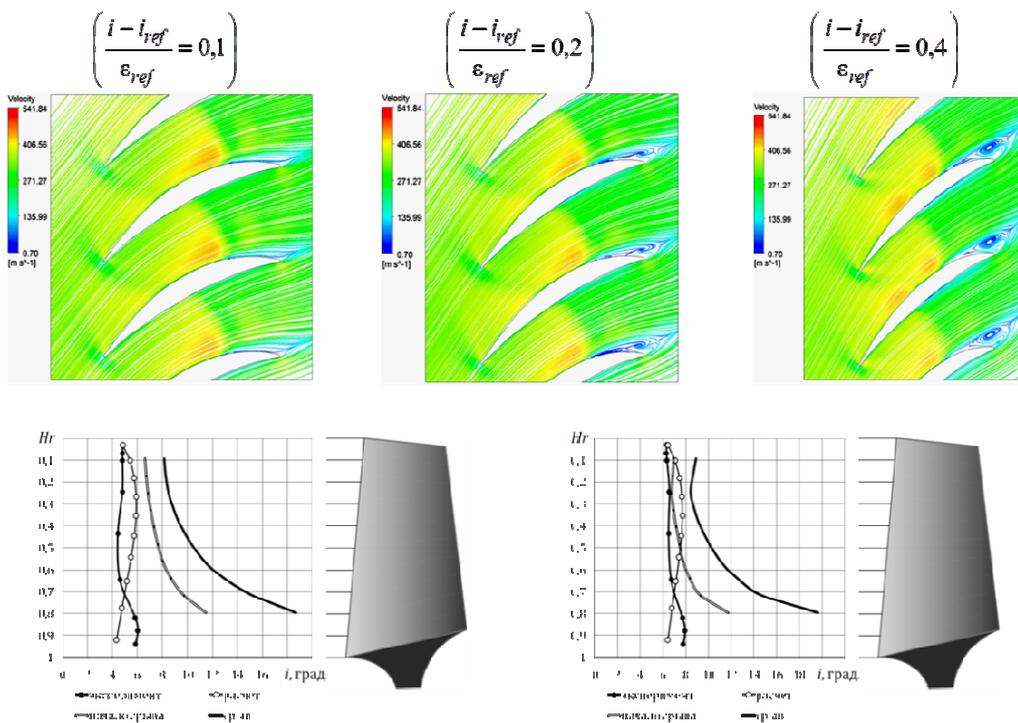


Рис. 14. Верификация методики определения границы устойчивой работы в двухмерной постановке

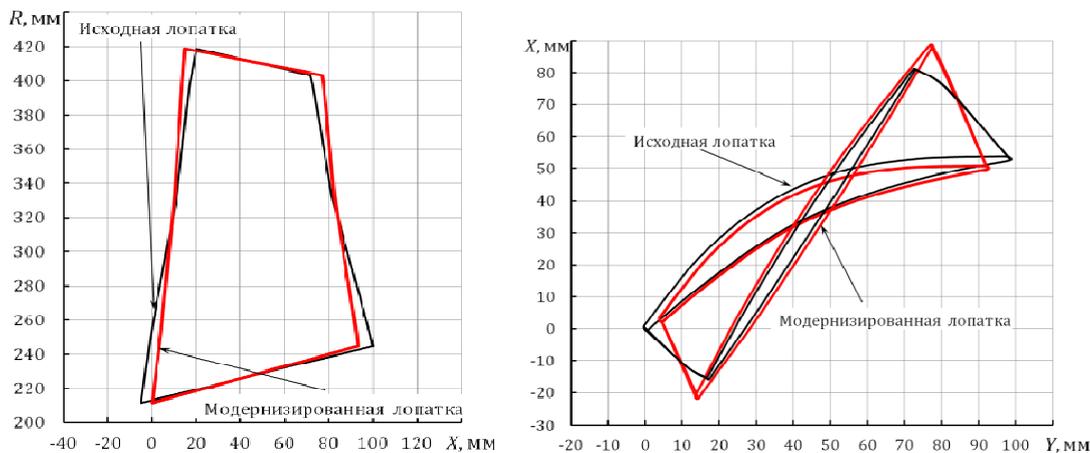


Рис. 14. Модернизация лопаточного венца для повышения запасов газодинамической устойчивости

Для оценки запасов газодинамической устойчивости согласно разработанной методике определения границы устойчивой работы с помощью ограничения по критическому углу атаки предложен оригинальный критерий запаса по углу атаки относительно критической величины:

$$K_i = \frac{i_{НС} - i}{i} \cdot 100\%. \quad (4)$$

Сравнительный анализ результатов, представленных на рис. 16, указывает на значительное повышение запасов газодинамической устойчивости модернизированного варианта геометрии относительно исходного лопаточного венца. В частности, при равномерном поле давления на входе в лопаточный венец запас газодинамической устойчивости возрастает с 7 до 11 %, при этом изменение среднеинтегральной степени повышения полного давления и адиабатического КПД не превышает 1 %.

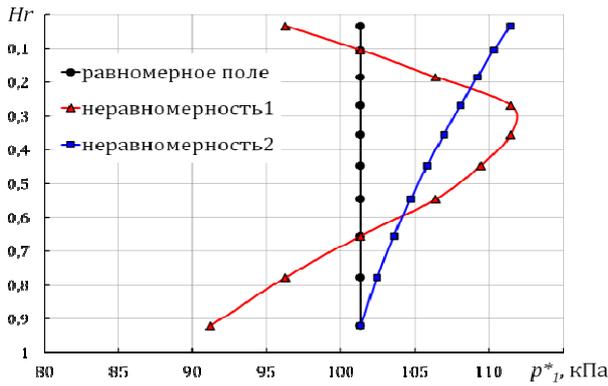


Рис. 15. Исследуемые виды неравномерности поля давлений на входе в лопаточный венец

В системе моделирования COMPRESSOR_2D реализован расчет пера лопатки на статическую прочность согласно методике, представленной в [12]. Упрощенный расчет пера лопатки на статическую прочность позволяет оценить работоспособность рассматриваемого варианта при сравнительном анализе большого количества проектных конструктивных решений. В частности, в рассматриваемом примере (рис. 17) исходный и модифицированный вариант лопаточного венца удовлетворяют условиям обеспечения статической прочности пера лопатки.

Отличительной особенностью разработанных методик и средств моделирования компрессоров авиационных ГТД и ГТЭУ является возможность интеграции с системами для термодинамического моделирования авиационных ГТД и ГТЭУ DVIGw и DVIGwp, а также с программными комплексами для численного трехмерного газодинамического моделирования. Интеграция с СИМ DVIGw и DVIGwp осуществляется с помощью специализированных файлов обмена. Интеграция с системами для трехмерного численного газодинамического моделирования возможна с помощью файлов обмена, в которых содержатся геометрические характеристики профилей по высоте проточной части, а также обводы проточной части, а также с помощью разработки параметризованных трехмерных геометрических моделей лопаточных венцов, что позволяет автоматизировать процесс интеграции средств моделирования.

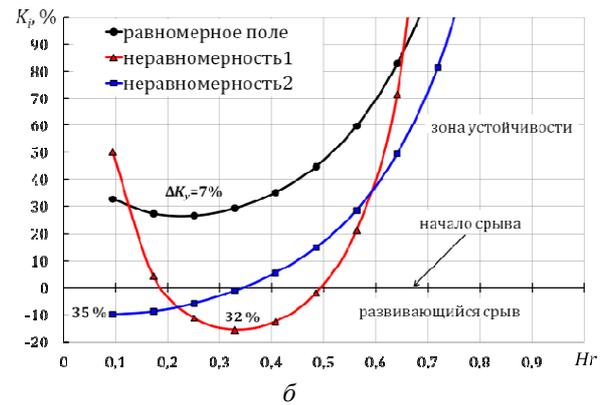
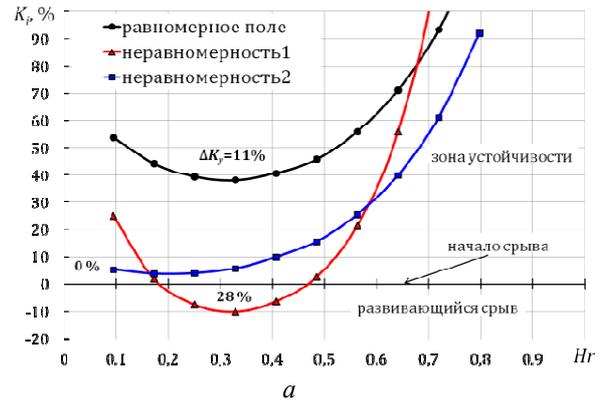


Рис. 16. Оценка запасов по углу атаки относительно критической величины:
 а – исходный вариант,
 б – модернизированный вариант

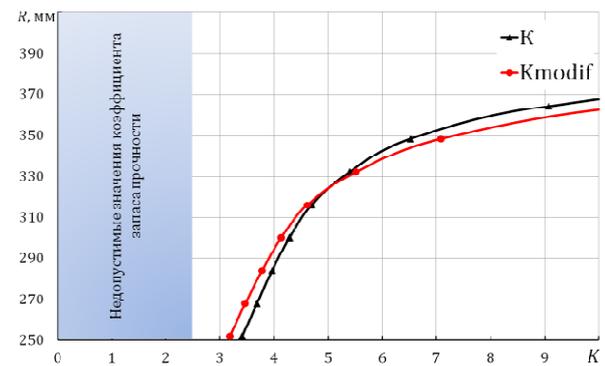


Рис. 17. Распределение коэффициентов запаса прочности по высоте пера лопатки

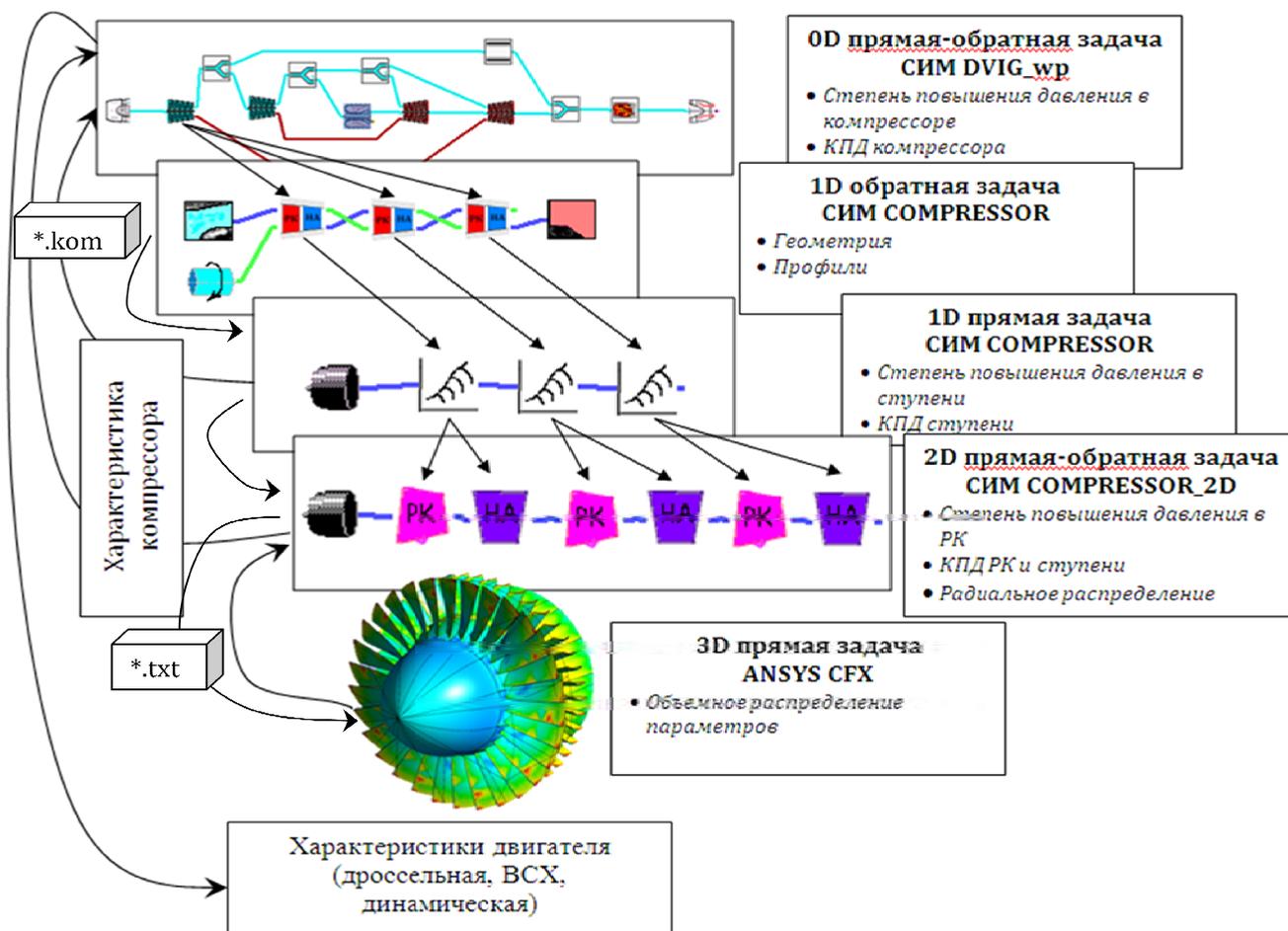


Рис. 18. Интеграция разработанных методик и средств моделирования с СИМ DVIGwp и программными комплексами для численного трехмерного моделирования

ВЫВОДЫ

Разработанные методики одномерного моделирования компрессоров авиационных ГТД и ГТЭУ позволяют решать проектировочные задачи (обратные) по выбору геометрии осевых и центробежных компрессоров под заданные параметры потока, и прогнозировать характеристики осевых компрессоров (прямая задача) в широком диапазоне частот вращения ротора.

Разработанные методики двухмерного моделирования компрессоров авиационных ГТД и ГТЭУ позволяют рассчитывать радиальное распределение параметров в лопаточных венцах и прогнозировать характеристики осевых компрессоров (прямая задача) в широком диапазоне частот вращения ротора с последующим решением обратной задачи по корректировке исходных геометрических параметров лопаточных венцов.

Выработанные критерии определения границы устойчивой работы и разработанная методика позволяют проводить расчет границы устойчивой работы компрессоров в одномерной и двухмерной постановках с учетом влияния переменной геометрии (различные углы установки направляющих аппаратов (НА) и ВНА) и влияния технологических отклонений.

Методики, реализованные в системах моделирования COMPRESSOR и COMPRESSOR_2D, позволяют моделировать процессы в компрессорах различных схем (осевых и центробежных) современных и перспективных авиационных двигателей, решать проектно-доводочные задачи, оптимизировать распределение параметров по ступеням, режимы работы, учитывать влияние внешних условий и входного направляющего аппарата (ВНА) в одномерной и двухмерной постановках, что повышает достоверность аналитического этапа разработки конструкторской

документации, сокращает временные затраты решения задач верификации.

Верификация методик и систем моделирования COMPRESSOR и COMPRESSOR_2D на примере компрессоров авиационных двигателей (КНД АЛ-55, КНД АЛ-31СТ, КНД Р-95Ш, КР17-300, ВД-100, SR-30), а также испытательных стендов компрессоров (ОПТ-210). Проведены газодинамические расчеты и расчеты характеристик различных компрессоров и ступеней. Проведено сравнение расчетных и экспериментальных данных. Сравнение расчета (расчетные геометрические, термодинамические и кинематические параметры) и эксперимента показало, что при газодинамическом расчете осевого и центробежного компрессоров максимальная относительная погрешность не превышает 3 и 5 % соответственно. Максимальная относительная погрешность расчета характеристик (приведенный расход, степень повышения давления, КПД) в одномерной постановке не превышает 5 %, в двухмерной постановке – 3 %. Выработаны рекомендации по применению разработанных методик и систем в качестве оптимизирующего пакета.

Предложена методика интеграции разработанных систем с системами моделирования авиационных двигателей (СИМ DVIGw) и программными комплексами для численного трехмерного газодинамического моделирования (ANSYS CFX) на последующих этапах проектирования и доводки компрессоров в составе двигателя.

В качестве заключения следует отметить, что решенные в работе задачи, разработанные методики, математические модели и системы моделирования COMPRESSOR и COMPRESSOR_2D позволяют повысить эффективность ранних стадий проектирования, а также сократить сроки и трудоемкость последующих стадий проектирования и экспериментальной доводки компрессоров авиационных газотурбинных двигателей и энергетических установок.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Иноземцев А. А., Нихамкин М. А., Сандрацкий В. Л.** Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. М.: Машиностроение, 2008. 366 с.
2. ЦИАМ 1980-2000. Научный вклад в создание авиационных двигателей: в 2 кн. / под общ. ред. В. А. Скибина, В. И. Солонина; Центр. ин-т авиац. моторостроения им. П. И. Баранова. Кн. 1. М.: Машиностроение, 2000. 724 с.
3. **Ахмедзянов Д. А., Кривошеев И. А., Кожин Д. Г.** Свидетельство об официальной регист-

рации программы для ЭВМ № 2011611712. САМСТО. М.: Роспатент, 2011.

4. **Тунаков А. П., Кривошеев И. А., Ахмедзянов Д. А.** САПР газотурбинных двигателей. Уфа: УГАТУ, 2005. 272 с.
5. **Михайлова А. Б.** Методики и компьютеризированная технология двухуровневого газодинамического моделирования компрессоров авиационных ГТД: дисс. канд. техн. наук. Уфа, 2011. 242 с.
6. **Ахмедзянов Д. А., Козловская (Михайлова) А. Б.** Методика расчета и моделирование осевых компрессоров авиационных ГТД // Вестник УГАТУ. 2009. № 1 (34). С. 9–20.
7. О применении метода Ольштейна для расчета характеристик осевых многоступенчатых компрессоров / Д. А. Ахмедзянов [и др.] // Вестник УГАТУ. 2010. Т. 14, № 3(38). С. 16–31.
8. **Комиссаров Г. А., Микиртчан В. М., Хайт М. В.** Методика газодинамического расчета осевого компрессора. М.: ЦИАМ, 1961. 132 с.
9. **Абрамович Г. Н.** Прикладная газовая динамика. М. Наука, 1991. 600 с.
10. **Седов Л. И.** Методы подобия и размерности в механике. М.: Наука, 1967. 428 с.
11. Расчет характеристик осевых компрессоров совместно с границей устойчивой работы / А. Б. Козловская (Михайлова) [и др.] // Вестник УГАТУ. 2010. № 5 (40). С. 15–26.
12. Конструкция и проектирование авиационных газотурбинных двигателей / С. А. Вьюнов [и др.]; под общ. ред. Д. В. Хронина. М.: Машиностроение, 1989. 368 с.

ОБ АВТОРАХ

Михайлова Александра Борисовна, ст. преп. каф. авиац. двигателей. Дипл. инженер по авиац. двигателям и энергетическ. установкам (УГАТУ, 2008). Канд. техн. наук по тепл., электроракетн. двигателям и энергоустановкам (УГАТУ, 2011). Иссл. в обл. процессов в компрессорах авиац. ГТД с использованием имитац. и 3D-CAD/CAE-моделирования.

Ахмедзянов Дмитрий Альбертович, проф. той же каф., зам. декана факультета авиац. двигателей. Дипл. инженер по авиац. двигателям и энергетическ. установкам (УГАТУ, 1997). Д-р техн. наук по тепл., электроракетн. двигателям и энергоустановкам летательн. аппаратов (УГАТУ, 2007). Иссл. в обл. рабочих процессов в авиац. ГТД на установившихся и неустановившихся режимах, разработки матем. моделей сложн. техн. объектов, САПР авиац. ГТД.

Михайлов Алексей Евгеньевич, асп. той же каф. Дипл. инженер по авиац. двигателям и энергетическ. установкам (УГАТУ, 2010). Иссл. в обл. рабочих процессов ГТД на установившихся и неустановившихся режимах работы.