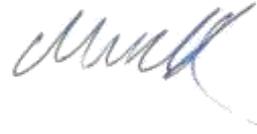


На правах рукописи



**МИХАЙЛОВ Алексей Евгеньевич**

**МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА  
В АВИАЦИОННЫХ ГТД С УЧЕТОМ ВРАЩАЮЩЕГОСЯ  
СРЫВА И ГИСТЕРЕЗИСА ГРАНИЦЫ УСТОЙЧИВОЙ  
РАБОТЫ КОМПРЕССОРА**

**Специальность:**

**05.07.05 – Тепловые, электроракетные двигатели  
и энергоустановки летательных аппаратов**

**АВТОРЕФЕРАТ**

**диссертации на соискание ученой степени  
кандидата технических наук**

**Уфа – 2015**

Работа выполнена в ФГБОУ ВПО «Уфимский государственный авиационный технический университет» на кафедре авиационных двигателей

Научный руководитель: доктор технических наук, профессор  
**Ахмедзянов Дмитрий Альбертович**

Официальные оппоненты: доктор технических наук, доцент  
**Ремизов Александр Евгеньевич**  
ФГБОУ ВПО «Рыбинский государственный авиационный технический университет имени П.А. Соловьева»  
заведующий кафедрой «Авиационные двигатели»

кандидат технических наук  
**Буров Максим Николаевич**,  
открытое акционерное общество научно-производственное объединение «Сатурн»  
главный конструктор по перспективным разработкам

Ведущая организация: ФГАОУ ВПО «Самарский государственный аэрокосмический университет им. академика С.П. Королева (национальный исследовательский университет)», г. Самара

Защита состоится «18» сентября 2015 г. в 10<sup>00</sup> часов на заседании диссертационного совета Д-212.288.10 на базе ФГБОУ ВПО «Уфимский государственный авиационный технический университет» по адресу: 450000, г. Уфа, ул. К. Маркса, 12.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке ФГБОУ ВПО «Уфимский государственный авиационный технический университет» и на сайте [www.ugatu.su](http://www.ugatu.su).

Автореферат разослан «\_\_\_» мая 2015 г.

Учёный секретарь диссертационного совета  
д-р техн. наук, профессор



Ф. Г. Бакиров

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

**Актуальность работы.** Создание авиационных двигателей нового поколения базируется на комплексе фундаментальных и прикладных исследований в газодинамике, теории горения, теплообмене, конструкционной прочности, материаловедении, технологии машиностроения, теории автоматического управления. Основные тенденции развития систем управления, контроля и диагностики (САУКиД) ГТД связаны с повышением эффективности управления рабочим процессом, повышением надежности систем, снижением стоимости их разработки и эксплуатации. Активное управление узлами двигателя направлено на улучшение их характеристик на основных режимах эксплуатации, устранение влияния теплового состояния конструкции, загрязнения, износа и др.

На современном этапе развития авиационных ГТД заметная роль в обеспечении перспективных целевых показателей отводится компьютерному моделированию. Основным направлением исследований является развитие методов трехмерного моделирования при проектировании основных узлов авиационных ГТД. Вместе с тем, одномерные термогазодинамические модели ГТД и его узлов широко применяются на ранних стадиях проектирования, позволяют оперативно получать расчетные результаты, обладают высокой точностью благодаря совершенствованию эмпирических зависимостей, учету дополнительных факторов. Совершенствование вычислительной техники позволяет внедрять одномерные модели в программно-алгоритмическое обеспечение САУКиД ГТД. Потеря устойчивости газодинамических систем является одной из наиболее сложных и недостаточно изученных проблем, несмотря на сравнительно большое количество публикаций в данной области. Любые формы газодинамической неустойчивости характеризуются колебательными процессами, вызывающими вибрации и рост динамических нагрузок на элементы конструкций, что становится причиной их вероятного разрушения. В авиационных турбомашинах наиболее часто встречающимися видами неустойчивости являются вращающийся срыв и помпаж, наличие которых на эксплуатационных режимах недопустимо. Исключение подобных аварийных режимов работы требуют ясного понимания причин и условий, при которых возникает какая-либо форма неустойчивости, разработки эффективных методов прогнозирования приближения, регистрации и ликвидации неустойчивой работы турбомашин. Таким образом, работа, направленная на развитие методов, позволяющих на ранних этапах проектирования определять характеристики компрессоров в широком диапазоне режимов, в том числе во вращающемся срыве и при обратном направлении потока, а также моделировать рабочий процесс в авиационных ГТД с учетом вращающегося срыва, является актуальной.

Исследования по теме диссертации проводились в рамках двух грантов для целевых аспирантов Федеральной целевой программы «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009-2013 годы.

**Степень разработанности темы.** Проведен анализ работ следующих ученых: В. Г. Августиновича, Ф. Д. Гольдберга, И. М. Горюнова, О. С. Гуревича, В. В. Казакевича, Г. А. Комиссарова, С. Е. Краснова, В. С. Кузьмичева, В. В. Кулагина, Ю.Н. Шмотина, Е. А. Локштанова,

В. М. Микиртичана, В. И. Милешина, Л. Е. Ольштейна, Л. И. Семерняка, Р. М. Федорова, М. В. Хайта, К. В. Холщевникова, G. S. Bloch, R. O. Bullock, N. Cumpsty, I. J. Day, A. R. Howell, I. A. Johnsen, E. M. Greitzer, C. C. Koch, J. Kurzke, S. Lieblein, F. K. Moore, T. Von Backstrom.

**Цель и задачи исследования.** Целью работы является повышение эффективности методов предотвращения, диагностирования и ликвидации вращающегося срыва в компрессорах авиационных ГТД.

Задачи, способствующие достижению цели исследования:

1. Разработка математической модели рабочего процесса в авиационных ГТД на установившихся и неуставившихся режимах работы с учетом изменения характеристик компрессора во вращающемся срыве, гистерезиса границы устойчивой работы компрессора.

2. Разработка математической модели, позволяющей рассчитывать характеристики осевых многоступенчатых компрессоров в устойчивой области, полном и прогрессирующем вращающемся срыве с учетом гистерезиса границы устойчивой работы, а также при обратном направлении потока.

3. Проведение комплекса экспериментальных исследований аэродинамического гистерезиса при отрывном и безотрывном обтекании неизогнутого крыльевого аэродинамического профиля, изогнутого лопаточного профиля компрессора и решетки изогнутых лопаточных профилей компрессора при различной густоте, обобщение результатов экспериментальных исследований.

4. Реализация разработанных математических моделей в системах имитационного моделирования COMPRESSOR\_S и DVIG\_DISTORTION, апробация и верификация разработанных систем моделирования COMPRESSOR\_S и DVIG\_DISTORTION при расчете характеристик осевых многоступенчатых компрессоров и моделировании установившихся и неуставившихся режимов работы авиационных ГТД.

5. Разработка методики применения предложенных математических моделей и критериев в качестве программно-алгоритмического обеспечения системы диагностирования срывных режимов работы компрессора авиационного ГТД.

#### **Научная новизна.**

1. Новая математическая модель для расчета характеристик осевых многоступенчатых компрессоров, которая в отличие от существующих, позволяет рассчитывать характеристику компрессора в прогрессирующем и полном вращающемся срыве, определять границу выхода компрессора из области срывных режимов работы, а также рассчитывать характеристику при обратном направлении потока.

2. Впервые получены критерий и эмпирическая зависимость, позволяющие определить величины углов атаки, характеризующих размер петли аэродинамического гистерезиса при отрывном и безотрывном течении в плоской решетке изогнутых лопаточных профилей компрессора.

3. Математическая модель рабочего процесса в авиационных ГТД на установившихся и неуставившихся режимах работы с учетом вращающегося срыва и гистерезиса границы устойчивой работы компрессора, которая в от-

личие от существующих позволяет исследовать рабочий процесс в авиационных ГТД в области срывных режимов работы компрессора.

4. Разработанный комплекс математических моделей реализован в системах имитационного моделирования COMPRESSOR\_S (свидетельство об официальной регистрации программ для ЭВМ Роспатента № 2011617702) и DVIG\_DISTORTION (свидетельство об официальной регистрации программ для ЭВМ Роспатента № 2010612065).

5. Методика применения разработанных математических моделей и критериев в качестве программно-алгоритмического обеспечения системы диагностирования срывных режимов работы компрессора авиационного ГТД.

**Теоретическая и практическая значимость.** Теоретическая значимость результатов работы заключается в совершенствовании и расширении диапазона применения методов расчета характеристик компрессоров, а также математических моделей рабочего процесса в авиационных ГТД.

Разработанные методики и системы моделирования имеют практическую значимость, позволяют:

- определять характеристики компрессоров в устойчивой области рабочих режимов, во вращающемся срыве, а также при обратном направлении потока;
- рассчитывать границу выхода компрессора из области срывных режимов;
- моделировать рабочий процесс в авиационных ГТД в области срывных режимов работы компрессора;
- формировать алгоритмы управления двигателем и алгоритмы ликвидации срывных режимов работы компрессоров авиационных ГТД.

Результаты исследований, разработанные методики и системы имитационного моделирования внедрены в учебный процесс ФГБОУ ВПО «УГАТУ», в процесс проектирования авиационных ГТД ОАО «НПО «Сатурн».

**Методология и методы исследования.** При выполнении работы использованы следующие методы и способы исследования:

- теория рабочих процессов и лопаточных машин авиационных ГТД;
- методы постановки и статистической обработки эксперимента;
- системный анализ и объектно-ориентированный подход при моделировании сложных процессов и объектов;
- численные методы решения систем уравнений.

#### **Положения, выносимые на защиту:**

1. Математическая модель, позволяющая рассчитывать характеристики осевых многоступенчатых компрессоров в устойчивой области, прогрессирующем и полном вращающемся срыве с учетом гистерезиса границы устойчивой работы, а также при обратном направлении потока.

2. Математическая модель рабочего процесса в авиационных ГТД с учетом изменения характеристик осевого компрессора во вращающемся срыве и гистерезиса границы устойчивой работы компрессора

3. Критерий и эмпирическая зависимость, позволяющие определить величины углов атаки, характеризующих размер петли аэродинамического гистерезиса при отрывном и безотрывном течениях в плоской решетке изогнутых

лопаточных профилей компрессора, полученные на основе обобщения проведенного комплекса экспериментальных исследований.

4. Системы моделирования COMPRESSOR\_S (свидетельство об официальной регистрации программ для ЭВМ Роспатента № 2011617702) и DVIG\_DISTORTION (свидетельство об официальной регистрации программ для ЭВМ Роспатента № 2010612065), совместное использование которых позволяет моделировать процессы в авиационных ГТД в устойчивой и срывной области рабочих режимов компрессора, формировать алгоритмы управления двигателем, а также алгоритмы ликвидации срывных режимов работы компрессоров авиационных ГТД

5. Методика применения разработанных математических моделей и критериев в качестве программно-алгоритмического обеспечения системы диагностирования срывных режимов работы компрессора авиационного ГТД.

**Степень достоверности** научных положений, результатов и выводов, содержащихся в диссертационной работе, подтверждается:

- верификацией математических моделей посредством сопоставления расчётных и экспериментальных данных;
- применением положений теории подобия и размерностей, статистической обработкой результатов экспериментальных исследований, применении тарированного измерительного оборудования.
- использованием признанных научных положений, апробированных методов и средств исследования, применением современных математических методов.

**Апробация результатов исследования.** Основные положения и результаты работы докладывались и обсуждались на Международной НТК “Авиадвигатели XXI века” (Москва, ЦИАМ, 2010), Международной НТК “Проблемы и перспективы развития двигателестроения” (Самара, СГАУ, 2009, 2011); Международном молодежном форуме “Будущее авиации за молодой Россией” (Жуковский, МАКС, 2011); Всероссийской НТК “Мавлютовские чтения” (УГАТУ, Уфа, 2008–2013); Международном семинаре The German-Russian Workshop “Applied Optimization in Aviation” (TU Dresden, Dresden, 2015).

**Публикации.** По результатам выполненных исследований и разработок опубликованы 32 работы, в том числе 9 публикаций в центральных рецензируемых журналах, включенных в перечень ВАК, 1 статья в журнале, индексируемом в SCOPUS.

**Структура и объем работы.** Диссертация состоит из четырёх глав, заключения и списка литературы. Содержит 210 страниц машинописного текста, включающего 149 рисунков, 6 таблиц, библиографический список из 133 наименований.

*Автор выражает глубокую благодарность кандидату технических наук, доценту кафедры прикладной гидромеханики УГАТУ Ахметову Ю. М. за многолетние плодотворные консультации, обсуждения материалов диссертации, ценные замечания и поддержку.*

## ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ ДИССЕРТАЦИИ

**Во введении** представлены актуальность выбранной темы, степень ее разработанности, определены цель и задачи исследования, показаны научная новизна, теоретическая и практическая значимость работы, методология и методы исследования, положения, выносимые на защиту, степень достоверности и апробация полученных результатов.

**В первой главе** проведен анализ исследований в области математического моделирования рабочего процесса в осевых компрессорах, а также термогазодинамического моделирования авиационных ГТД. Проведены классификация режимов работы осевых компрессоров, анализ работ в области моделирования и экспериментального исследования компрессоров на различных режимах работы. Рассмотрены особенности срывных режимов работы осевого компрессора, представлены примеры проявления гистерезиса границы устойчивой работы компрессора. Проведен аналитический обзор исследований аэродинамического гистерезиса при обтекании аэродинамических профилей. Представлены результаты анализа применения различных программных продуктов для математического моделирования рабочего процесса в осевых компрессорах, а также термогазодинамического моделирования авиационных ГТД. Результатом проведенного анализа явилось формирование задач исследования.

**Во второй главе** представлен разработанный автором комплекс моделей для расчета характеристик компрессоров в первом и втором квадрантах, рассмотрены особенности реализации моделей в СИМ COMPRESSOR\_S.

Для разработки систем моделирования используется программная среда МетаСАПР САМСТО, разработанная на кафедре АД УГАТУ. В качестве основы для разработки математических моделей используется разработанная на кафедре АД УГАТУ СИМ COMPRESSOR. Система моделирования позволяет рассчитывать характеристики компрессоров в широком диапазоне режимов в устойчивой области и определять границу устойчивой работы компрессоров.

Математическая модель для расчета характеристик осевых компрессоров основана на обобщении экспериментальных характеристик с выявлением безразмерных критериальных зависимостей. В модели выделяются два критериальных комплекса, зависящих от соотношения коэффициентов расхода в «расчетной» и текущей точках. Безразмерные критериальные комплексы, зависящие от кинематики потока, выражаются следующими зависимостями:

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

Для расчета границы устойчивой работы используется модель, основанная на ограничении по критическому углу атаки на среднем диаметре, используется следующая критериальная зависимость:  $(i - i_{\text{ном}})/\Delta\beta_{\text{ном}} \approx 0.4$ .

В зависимости от характерных особенностей компрессора при превышении критического угла атаки срывная зона может локализоваться на определенной части по высоте лопатки, или занять сразу всю высоту лопатки. В ступенях с малым относительным диаметром втулки (как правило, первых ступенях многоступенчатых компрессоров) в большинстве случаев срывные зоны

формируются на периферии рабочего колеса, а затем разрастаются по мере уменьшения расхода, данный тип срыва получил название прогрессирующего срыва, рис. 1. В ступенях с большим относительным диаметром втулки (как правило, это последние ступени многоступенчатых компрессоров) срывная зона, занимает всю высоту лопатки (полный вращающийся срыв), при этом наблюдается разрывная характеристика компрессора, рис. 1.

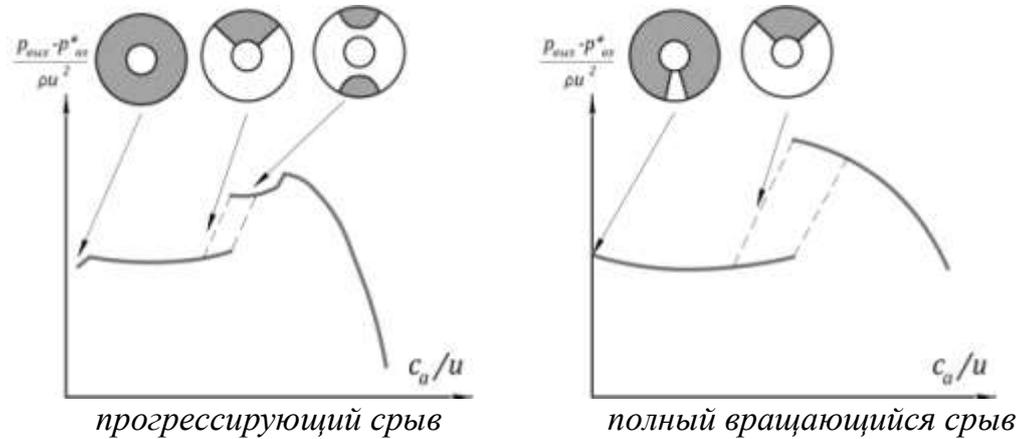


Рисунок 1 – Характеристики компрессора во вращающемся срыве

Анализ рис. 1 требует разработки двух дополняющих друг друга математических моделей для расчета параметров компрессора в области срывных режимов работы – **модель прогрессирующего вращающегося срыва и модель полного вращающегося срыва**. На первом этапе в СИМ COMPRESSOR\_S была реализована эмпирическая модель для расчета характеристик в срывной области режимов, разработанная в ЦИАМ им. П.И. Баранова (*Комиссаров Г.А., Микиртичан В.М., Хайт М.В., 1961*). Результаты верификации модели показали неудовлетворительную сходимость с экспериментальными характеристиками компрессоров в срывной области режимов.

На основе статистического обобщения экспериментальных исследований компрессоров в срывной области режимов, проведенных в NASA, General Electric, Pratt&Whitney, University of Cambridge, Massachusetts Institute of Technology, Cornell University, разработана **эмпирическая модель для расчета характеристик компрессоров в прогрессирующем вращающемся срыве**:

1. Рассчитываются значения  $\bar{v} = \bar{c}_{a0} / \bar{c}_{асрыв}$ ,  $\eta_{срыв}$  и  $\bar{H}_{Тсрыв}$  для рабочей точки на границе устойчивой работы при заданной частоте вращения ротора.
2. Вычисляются значения  $\bar{H}_{уст}$ ,  $\bar{H}_{уст}$ ,  $\nu$  и  $\eta_{уст}$  в текущей точке согласно математической модели для устойчивой области рабочих режимов.
3. Определяются корректировки адиабатического напора (двухпараметрическая зависимость на рис. 2) и КПД:  $\eta = -0,2482 \cdot \bar{v}^2 - 0,3362 \cdot \bar{v} + 0,5847$ .
4. Вычисляются скорректированные параметры в текущей точке:

$$\bar{H} = \bar{H}_{уст} - \delta\bar{H} \cdot \bar{H}_{Тсрыв} \cdot \eta_{срыв}; \quad \eta = (1 - \delta\eta) \cdot \eta_{срыв}$$

Функциональные зависимости для определения поправок,  $\delta\eta$  и  $\delta\bar{H}$ , полученные по результатам обобщения экспериментальных характеристик, представлены на рис. 2.

На основе статистического обобщения экспериментальных исследований, проведенных в NASA, General Electric, Pratt&Whitney, Snecma предложе-

на модель для расчета *характеристик компрессора в полном вращающемся срыве*. Переход с модели прогрессирующего вращающегося срыва на модель полного вращающегося срыва происходит при относительном диаметре втулки рассматриваемой ступени более  $\bar{d} \geq 0.65$ , либо в том случае, когда площадь срывной области превышает 30% кольцевой площади проточной части.

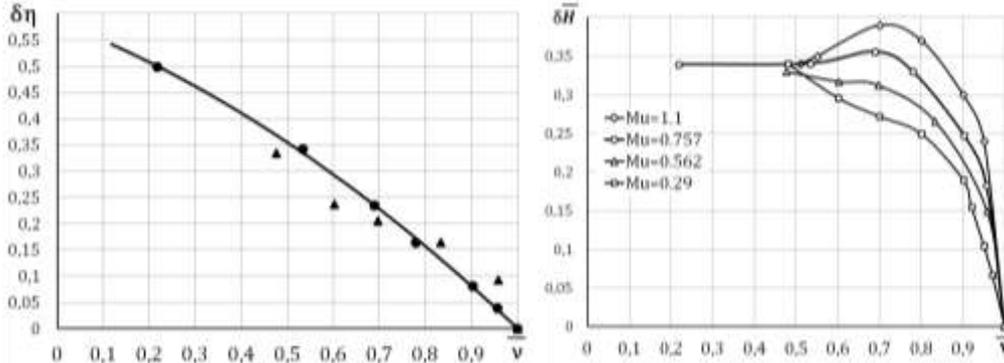


Рисунок 2 – Поправочные функции для определения адиабатического напора и КПД ступени компрессора в прогрессирующем вращающемся срыве

При моделировании полного вращающегося срыва на границе устойчивой работы происходит скачкообразный переход на пологий участок срывной характеристики, описываемый следующими уравнениями:

$$\bar{H} = \bar{H}_0 \cdot \frac{\bar{c}_a}{c_{a0}} + K_2 = \bar{H}_0 \cdot \frac{\bar{c}_a}{c_{a0}} - 0.23671 \cdot \left(\frac{\bar{c}_a}{c_{a0}}\right)^3 - 0.05446 \cdot \left(\frac{\bar{c}_a}{c_{a0}}\right) + 0.29082.$$

$$(i < i_{кр}): \bar{H} = \bar{H}_0 \cdot \frac{\bar{c}_a}{c_{a0}} + K_2 - K_3; K_3 = \bar{H}_{НС} \cdot \left(-0.391 \cdot \left(\frac{\bar{c}_a}{c_{анс}}\right) + 0.394\right).$$

$$(i > i_{кр}): \bar{H} = \bar{H}_0 \cdot \frac{\bar{c}_a}{c_{a0}} + K_2 - K_3 - K_4; K_4 = (1.975 \cdot M_u^3 - 2.704 \cdot M_u^2 + 0.329 \cdot M_u + 0.5) \cdot \bar{H}_С.$$

На основе статистического обобщения экспериментальных исследований, проведенных в NASA, Massachusetts Institute of Technology, University of Cambridge, Cranfield University, разработана эмпирическая *модель для расчета характеристик осевых компрессоров при обратном направлении потока*. За опорную точку при расчете ветви характеристики принимается точка на границе устойчивой работы, также для расчетов требуется значение адиабатического напора при нулевом расходе воздуха.

Для расчета характеристик используется следующая обобщенная модель:

$$\bar{H} = \bar{H}_{G=0} \cdot dH = \bar{H}_{G=0} \cdot (12.611 \cdot \bar{v}^2 - 8.1577 \cdot \bar{v} + 1.1592),$$

$$\eta = \delta\eta \cdot \eta_{срыв} = (-0.2482 \cdot \bar{v}^2 - 0.3362 \cdot |\bar{v}| + 0.5847) \cdot \eta_{срыв}.$$

Предложенный комплекс моделей для расчета характеристик осевых компрессоров в первом и втором квадрантах верифицирован на модельных ступенях компрессоров.

**В третьей главе** представлены результаты разработки системы моделирования DVIG\_DISTORTION, а также оценка влияния различных нелинейных характеристик узлов на рабочий процесс и характеристики авиационных ГТД. Система моделирования DVIG\_DISTORTION основана на системах моделирования DVIGw и DVIGwp, разработанных в УГАТУ под руководством проф. И. М. Горюнова, И. А. Кривошеева, Д. А. Ахмедзянова, Х. С. Гумерова.

На рис. 3 представлена методика применения разработанных программных продуктов (СИМ COMPRESSOR\_S и DVIG\_DISTORTION) при модели-

ровании рабочего процесса ГТД в устойчивой и срывной областях режимов компрессора.

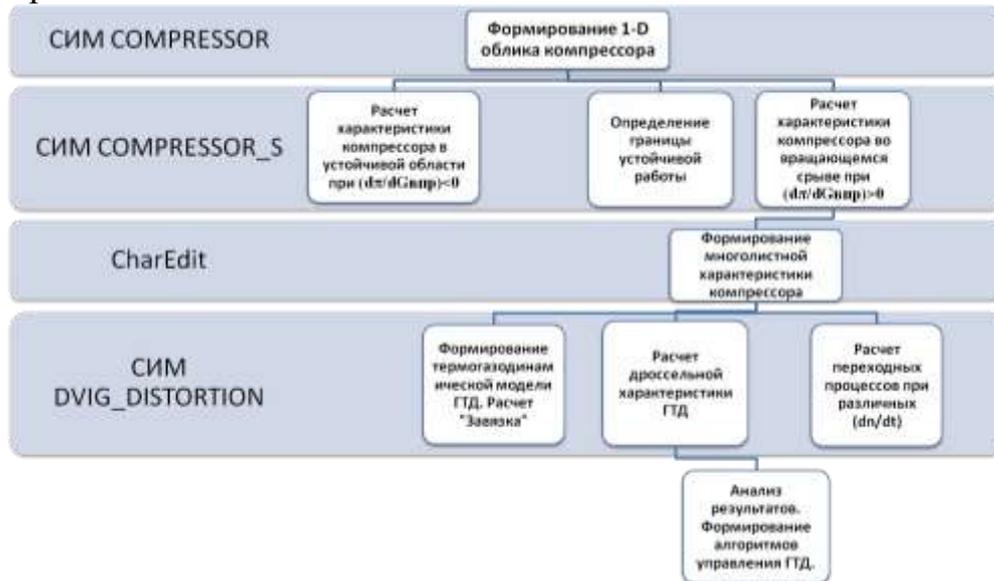


Рисунок 3 – Методика применения программных продуктов при моделировании авиационных ГТД с учетом вращающегося срыва в компрессоре

Согласно предлагаемой методике характеристика компрессора в составе ГТД представляется в виде двух дополняющих друг друга характеристик – в устойчивой области (рис. 4а) при  $d\pi/dG_{впр} < 0$ , в срывной области при  $d\pi/dG_{впр} > 0$  (рис. 4б).

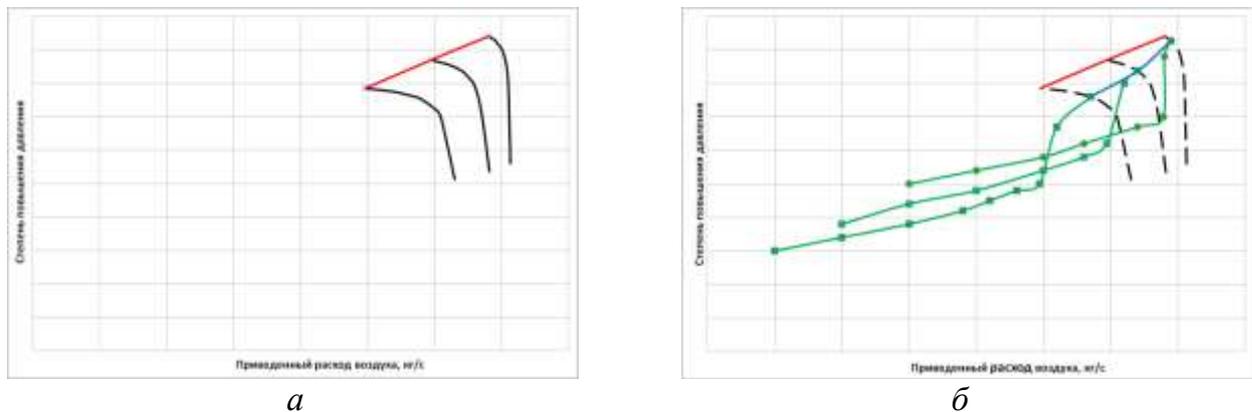


Рисунок 4 – Многолистная характеристика компрессора в устойчивой области рабочих режимов и во вращающемся срыве

Переход от характеристики в устойчивой области к характеристике в срывной области осуществляется при достижении значения  $\Delta K_u = 0$ . Обратный переход из срывной области к стандартной характеристике компрессора осуществляется с помощью однопараметрической зависимости вида  $\pi_K = f(G_{впр})$ , описывающей границу выхода компрессора из области срывных режимов работы. Предлагаемый подход с формированием многолистной характеристики реализован в СИМ DVIG\_DISTORTION и позволяет моделировать рабочий процесс в авиационных ГТД в устойчивой и срывной области рабочих режимов работы компрессора.

В СИМ DVIG\_DISTORTION реализована возможность моделирования ГТД с клапаном (лентой) перепуска воздуха (КПВ), для этого разработан

структурный элемент «КПВ» (рис. 5), в котором может быть задана расходная характеристика КПВ на различных режимах работы. На рис. 5 видно, как математическая модель «отрабатывает» ступенчатое воздействие при открытии КПВ при частоте вращения 9200 об/мин. Для моделирования используется совмещенная характеристика компрессора с открытым и закрытым КПВ. С использованием разработанной модели проведен анализ влияния экспериментальных характеристик узлов на адекватность математической модели. Использование комплекса экспериментальных характеристик узлов ГТД позволяет верифицировать математическую модель в устойчивой области режимов.

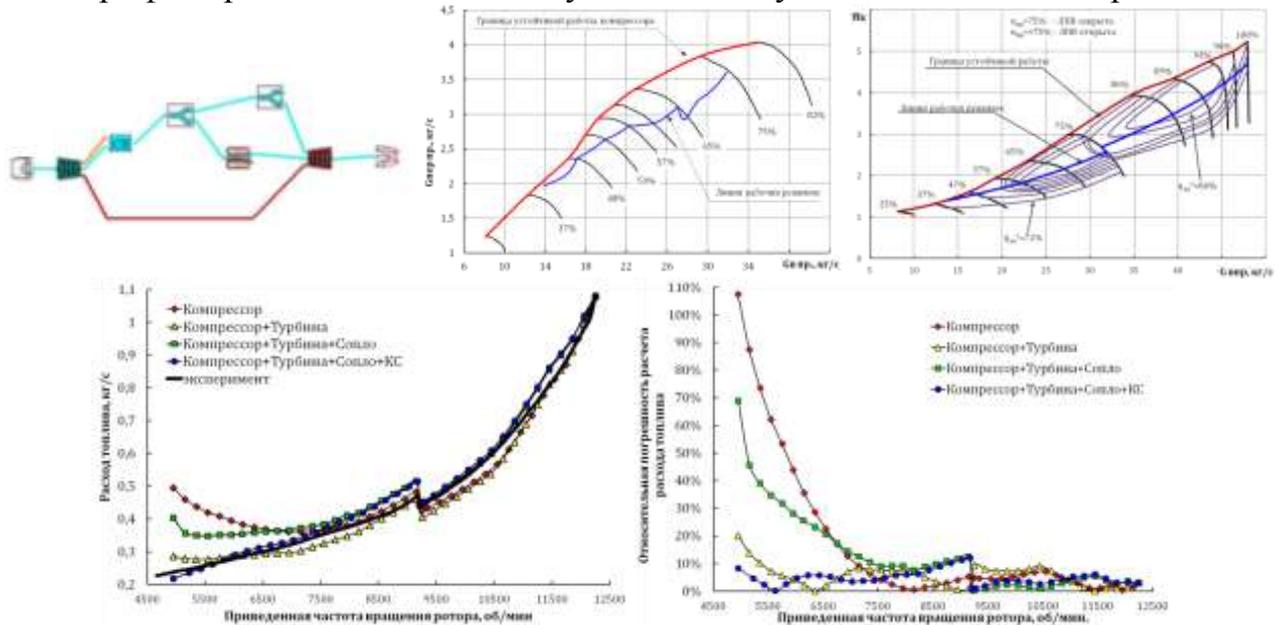


Рисунок 5 – Структурная схема и результаты моделирования ГТД с КПВ

Для апробации СИМ DVIG\_DISTORTION при формировании алгоритмов управления была разработана индивидуальная модель одновального ТРД с экспериментальными характеристиками основных узлов. На рис. 6 представлена полученная расчетным путем динамическая характеристика одновального ТРД в виде зависимостей  $\dot{n} = f(G_{\text{ТРД}}, n_{\text{пр}})$ ,  $G_{\text{ТРД}} = f(\dot{n}, n_{\text{пр}})$ ,  $n_{\text{пр}} = f(G_{\text{ТРД}}, \dot{n})$ . Применение имитационной модели позволило впервые получить на динамической характеристике сетку изолиний полного адиабатического КПД компрессора. Анализ представленных динамических характеристик и характеристики компрессора позволяет производить оптимизацию различных переходных процессов в области положительных значений ускорения по частоте вращения ротора. Полученные с помощью СИМ DVIG\_DISTORTION на верифицированной математической модели динамические характеристики могут быть использованы при проектировании электронных, гидромеханических и комбинированных систем автоматического управления авиационными ГТД.

С применением СИМ COMPRESSOR\_S получена характеристика шестиступенчатого осевого компрессора с КПВ, рис. 7. Проведен сравнительный анализ расчетной и экспериментальной характеристик, который подтвердил адекватность используемой математической модели. На верифицированной модели проведен расчет характеристик отдельных ступеней в срывной области режимов. Использование предложенной критериальной зависимости (глава

4) позволило нанести на характеристику компрессора границу выхода из области срывных режимов. В дальнейшем данная характеристика была использована для моделирования рабочего процесса в авиационных ГТД.

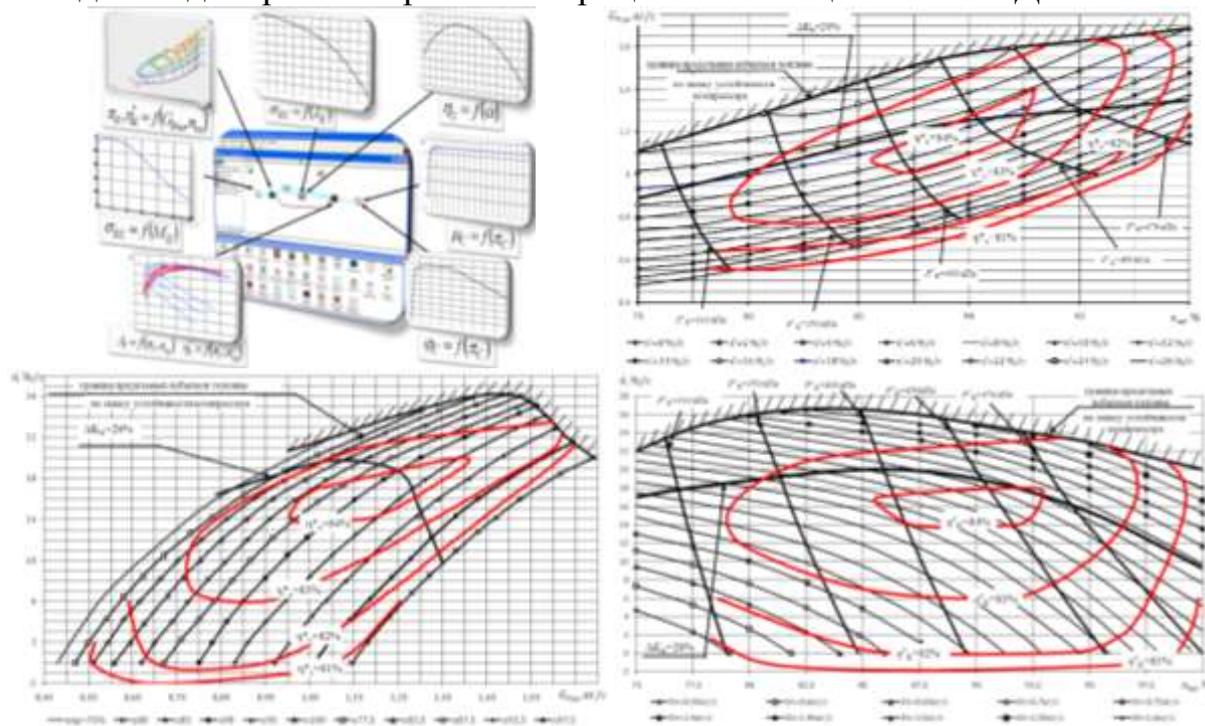


Рисунок 6 – Результаты расчета динамической характеристики ТРД

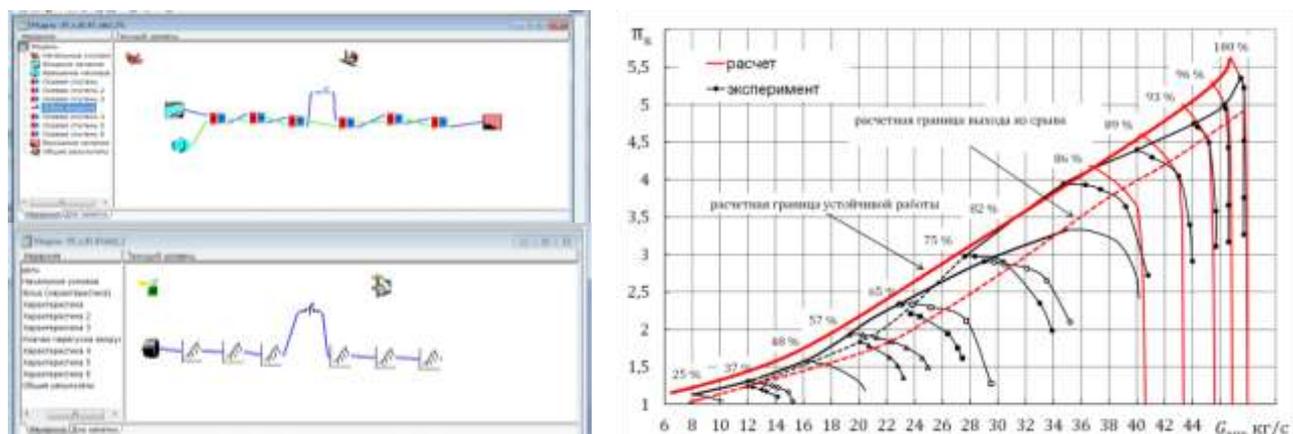


Рисунок 7 – Структурная схема шестиступенчатого компрессора в СИМ COMPRESSOR и COMPRESSOR\_S и полученная расчетная характеристика

В четвёртой главе приведены результаты экспериментальных исследований аэродинамического гистерезиса, а также результаты верификации и апробации разработанных математических моделей.

Для проведения экспериментальных исследований аэродинамического гистерезиса используется дозвуковая аэродинамическая труба Aerolab EWT (рис. 8). Для определения аэродинамических нагрузок на модель используются многокомпонентные стержневые тензосенсоры. Для визуализации структуры потока в камере наблюдения используется дым-генератор. Для отработки методики проведения исследований на аэродинамической трубе Aerolab EWT использован изолированный крыльевой профиль NASA GA(W)-1 (рис. 8).



Рисунок 8 – Внешний вид аэродинамической трубы AEROLAB EWT

Для изготовления экспериментальных моделей используется технология порошковой 3D-печати. Результаты продувок представлены на рис. 9. Проводилось измерение аэродинамических нагрузок, действующих на профиль при различной скорости потока и угле установки модели, при прямом и обратном ходе эксперимента. Полученные результаты позволяют выявить несоответствие структуры течения внутри петли гистерезиса, которая была зарегистрирована с помощью тензовесов. Это подтверждает результаты измерений аэродинамических нагрузок на крыльевой профиль, рис. 9. Данные результаты показывают, что аэродинамический гистерезис является фундаментальным свойством отрывного течения на спинке аэродинамического профиля.

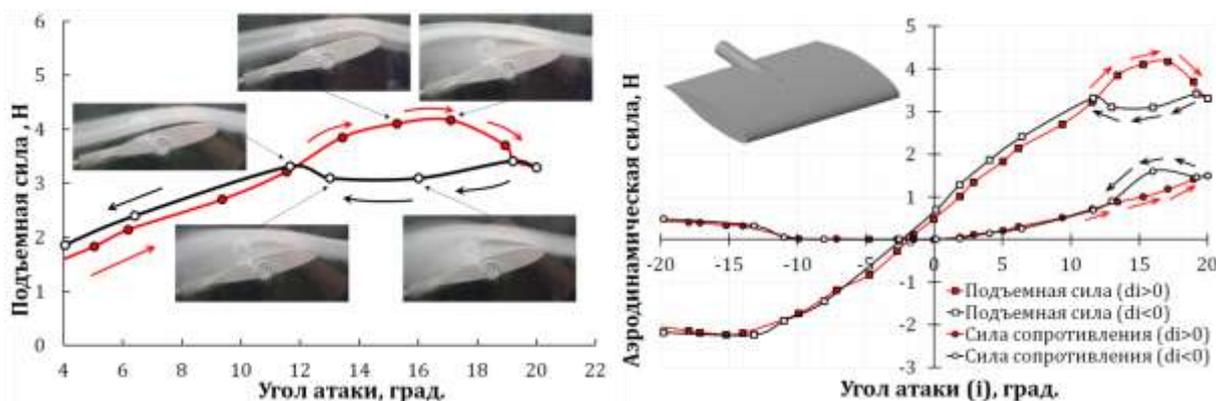


Рисунок 9 – Результаты определения аэродинамических нагрузок на профиль

На рис. 10 представлен фрагмент массива результатов продувок решетки изогнутых лопаточных профилей, при различной густоте решетки и частоте вращения вентилятора аэродинамической трубы. Анализ полученных результатов позволяет выявить петлю гистерезиса в области срывных режимов течения в межлопаточном канале. Обобщение полученных результатов позволило разработать критериальную зависимость, позволяющую определить величину петли гистерезиса границы безотрывного течения в плоской решетке изогнутых лопаточных профилей. Разработанная критериальная зависимость используется при расчете характеристик компрессора во вращающемся срыве:

$$(i_{кр} - i_{вых})/i_{кр} = 0.623 - 0.42 \cdot 10^{-4} \cdot (b/t) - 4.3 \cdot 10^{-7} \cdot Re + 0.12 \cdot 10^{-5} \cdot Re \cdot (b/t).$$

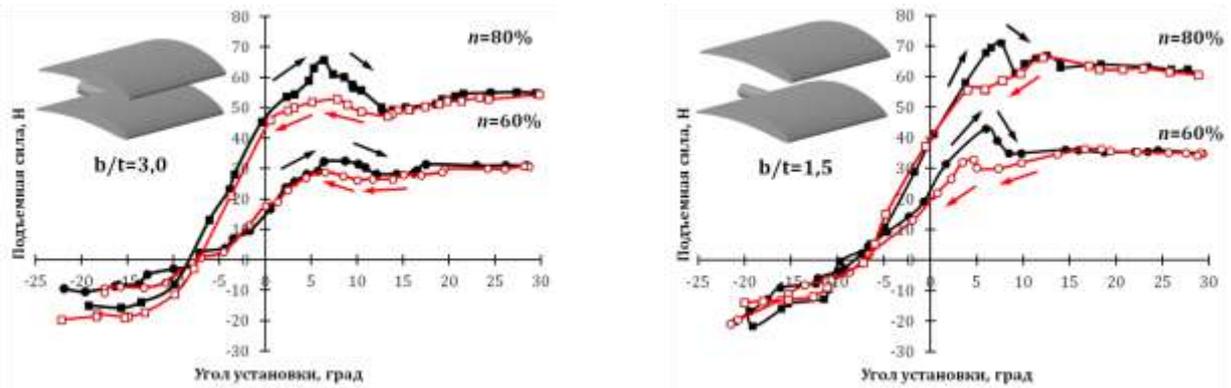


Рисунок 10 – Результаты продувки решетки лопаточных профилей и геометрическая конфигурация лопаточных профилей

На рис. 11 представлены результаты верификации математической модели для расчета характеристик осевых компрессоров в *прогрессирующем вращающемся срыве*. Верификация модели проводилась с применением результатов испытаний ступени компрессора, разработанной в NASA Lewis Research Center. На рис. 12 представлены экспериментальная характеристика ступени компрессора и расчетная характеристика, полученная в СИМ COMPRESSOR\_S. Полученные результаты подтверждают адекватное описание петли гистерезиса на характеристике компрессора.

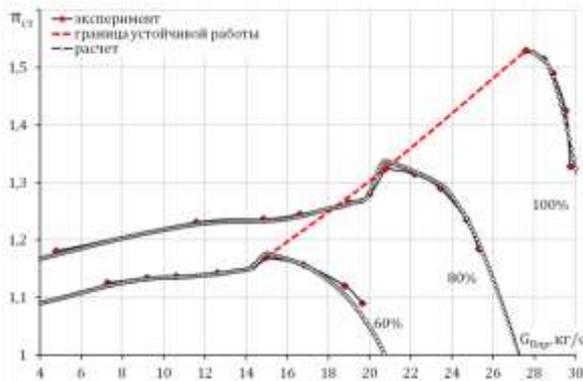


Рисунок 11 – Верификация модели для расчета характеристик компрессора в прогрессирующем вращающемся срыве

Проведена верификация модели *полного вращающегося срыва* с применением результатов испытаний экспериментальной ступени, разработанной в SNECMA. На рис. 13 представлены результаты сопоставления характеристик компрессора. Математическая модель адекватно описывает ступенчатое воздействие при возникновении крупномасштабной срывной зоны. Представленные результаты подтверждают адекватность предложенной эмпирической модели.

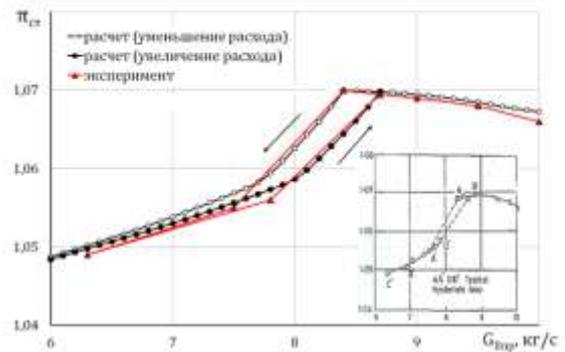


Рисунок 12 – Верификация модели для расчета характеристик во вращающемся срыве с учетом гистерезиса границы устойчивой работы

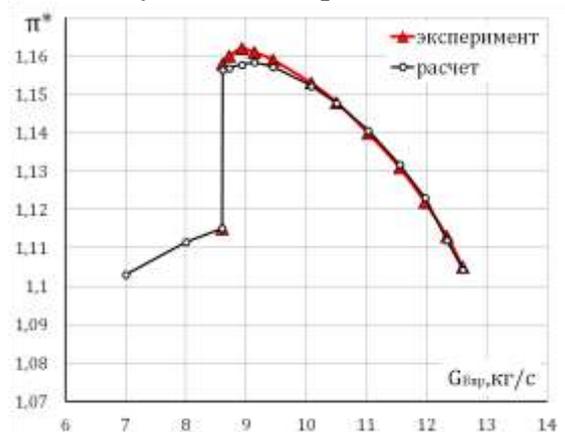


Рисунок 13 – Верификация модели расчета характеристик в полном вращающемся срыве

С использованием результатов экспериментальных исследований, проведенных в Massachusetts Institute of Technology, проведена верификация модели трехступенчатого осевого компрессора в СИМ COMPRESSOR\_S. Результаты, приведенные на рис. 14 подтверждают адекватность комплекса моделей при расчете характеристик осевых многоступенчатых компрессоров и эффективность разработанной критериальной зависимости для определения гистерезиса границы устойчивой работы и позволяют проанализировать процесс поступенчатого выхода компрессора из области срывных режимов.

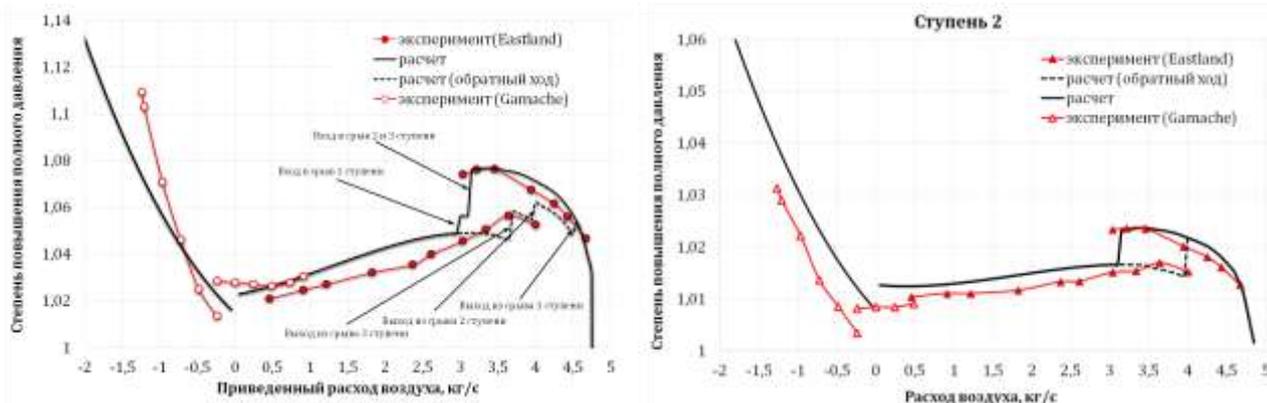


Рисунок 14 – Верификация СИМ COMPRESSOR\_S при расчете характеристики многоступенчатого компрессора

Автором предложена методика применения разработанной математической модели для расчета характеристик компрессоров в качестве бортовой математической модели для диагностирования вращающегося срыва в компрессорах ГТД. В качестве критерия для диагностирования и предотвращения вращающегося срыва предлагается использовать запас по углу атаки на лопаточных венцах и анализировать скорость изменения запаса по углу атаки (на основе величины первой и второй производной по времени):

$$\Delta i_j = \frac{i_{кр} - i_j}{i_{кр}}, \quad \dot{\Delta i}_j = (\Delta i_j - \Delta i_{j-1}) / (t_j - t_{j-1}), \quad \Delta i_{j+1} = \Delta i_j + \dot{\Delta i}_j (t_{j+1} - t_j).$$

В программно-алгоритмическом обеспечении системы задается минимальное пороговое значение запаса по углу атаки  $\Delta i_{порог}$ , при выполнении условия  $\Delta i_{j+1} < \Delta i_{порог}$  в момент времени  $t_j$  формируется сигнал о возможности наступления критической ситуации, характеризуемой потерей газодинамической устойчивости компрессора. Минимальное пороговое значение запаса по углу атаки формируется в зависимости от выбранного способа управления ГТД на неуставившихся режимах работы и характеризуется величиной инерционности управляющего воздействия относительно момента формирования сигнала о приближении критической ситуации.

С использованием разработанной СИМ DVIG\_DISTORTION проведен расчет характеристики компрессора одновального ТРД, рис. 15, на которой нанесена расчетная граница устойчивой работы компрессора и границы выхода из срывных режимов работы. Это позволяет нанести на динамическую характеристику ТРД границу вывода двигателя из области срывных режимов.

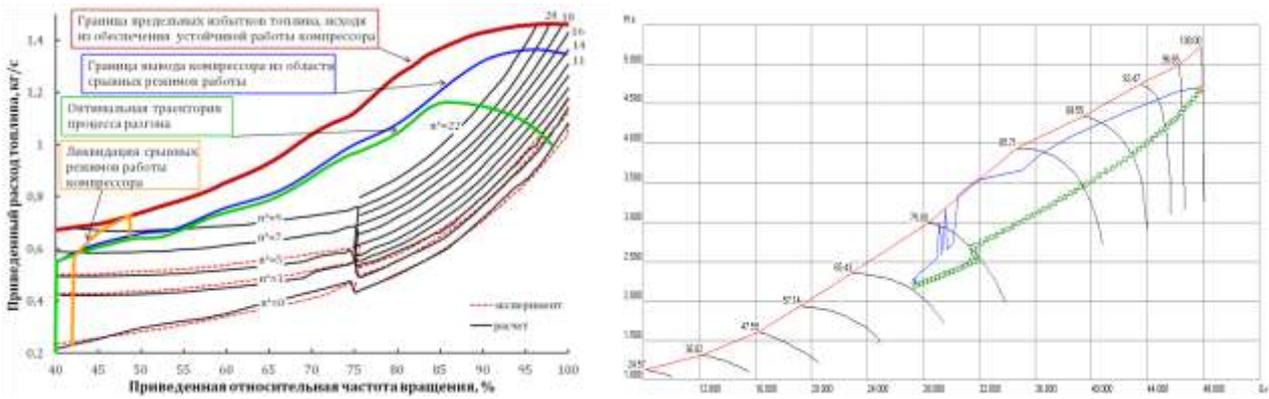


Рисунок 15–Динамическая характеристика ТРД с нанесенной границей вывода компрессора из области срывных режимов работы и переходная рабочая линия

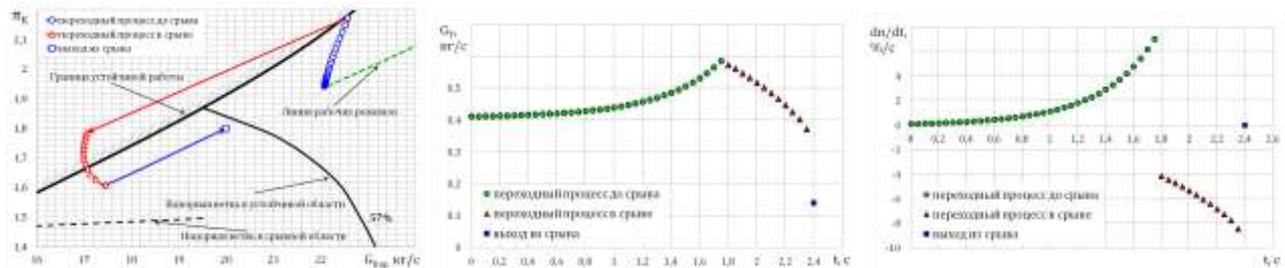


Рисунок 16–Результаты моделирования переходного процесса «приемистость – вход в срывную область – выход из срывной области»

На рис. 16 представлены результаты моделирования переходного процесса по закону подачи топлива  $G_T = f(n)$  в одновальном ТРД. В процессе приемистости рабочая точка пересекает границу устойчивой работы и попадает в срывную область, происходит скачкообразное снижение  $\pi_K$  и  $G_{Впр}$ , возникает отрицательное ускорение по частоте вращения ротора. Снижение частоты вращения согласно алгоритму управления вызывает уменьшение расхода топлива, и регулятор выводит двигатель из срывной области рабочих режимов. Переход из срывной области в бессрывную происходит при пересечении границы вывода двигателя из срывной области в виде  $\pi_K = f(G_{Впр})$ .

Полученные результаты рекомендуется использовать при алгоритмизации управляющих воздействий разгоном, а также предотвращении и ликвидации вращающегося срыва в компрессорах авиационных ГТД.

## ОСНОВНЫЕ ВЫВОДЫ И РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ

1. Разработанная математическая модель рабочего процесса в авиационных ГТД на установившихся и неустановившихся режимах работы позволяет моделировать рабочий процесс при нахождении отдельных ступеней компрессора в срывной области рабочих режимов, с учетом гистерезиса границы устойчивой работы компрессора, что расширяет диапазон применения термогазодинамических математических моделей двигателя.

2. Предложена математическая модель, которая позволяет рассчитывать характеристики осевых многоступенчатых компрессоров в устойчивой области, в прогрессирующем и полном вращающемся срыве с учетом гистерезиса границы устойчивой работы компрессора, а также при обратном направлении потока.

Максимальная относительная погрешность модели при расчете характеристик в первом не превышает 5%, во втором квадранте не превышает 10%.

3. На основе проведенного комплекса экспериментальных исследований в аэродинамической трубе AEROLAB EWT выявлено наличие гистерезиса аэродинамических характеристик для решетки изогнутых лопаточных профилей компрессора. Обобщение полученных результатов позволило подтвердить гипотезу, согласно которой гистерезис границы устойчивой работы компрессора определяется гистерезисом отрывного течения в межлопаточном канале, а также разработать критериальную зависимость, описывающую гистерезис границы устойчивой работы компрессора.

4. Математические модели, реализованные в системах моделирования COMPRESSOR\_S и DVIG\_DISTORTION и верифицированные на конкретных объектах авиадвигателестроения, позволяют моделировать установившиеся и неустойчивые процессы в авиационных ГТД в устойчивой и срывной области рабочих режимов компрессора, формировать алгоритмы управления двигателем, а также алгоритмы ликвидации срывных режимов работы компрессоров авиационных ГТД.

5. Сформирована методика применения разработанных математических моделей и критериев в качестве программно-алгоритмического обеспечения системы диагностирования срывных режимов работы компрессора авиационного ГТД. В качестве критерия для диагностирования и предотвращения вращающегося срыва предлагается использовать величину относительного запаса по углу атаки на лопаточных венцах и анализировать скорость изменения запаса по углу атаки.

### **Основное содержание диссертации опубликовано в работах:**

#### **Публикации в изданиях, рекомендованных ВАК**

1. О применении метода Ольштейна для расчета характеристик многоступенчатых осевых компрессоров /А. Е. Михайлов, Д. А. Ахмедзянов, Ю. М. Ахметов, А. Б. Козловская // Вестник УГАТУ: научный журнал Уфимск. гос. авиац. техн. ун-та. – Уфа: УГАТУ, 2010. – т.14, №3 (38). – с. 16–31.

2. Расчет характеристик осевых компрессоров совместно с границей устойчивой работы / А. Е. Михайлов, А. Б. Козловская, Д. А. Ахмедзянов, Ю. М. Ахметов// Вестник УГАТУ: научный журнал Уфимск. гос. авиац. техн. ун-та. – Уфа: УГАТУ, 2010. – т.14, №5 (40). – с. 15–26.

3. Расчетное исследование динамической характеристики одновального турбореактивного двигателя/ А. Е. Михайлов, А. Б. Козловская, Д. А. Ахмедзянов и др. // Вестник УГАТУ: научный журнал Уфимск. гос. авиац. техн. ун-та. – Уфа: УГАТУ, 2011. – т.15, №1 (41). – с. 15–26.

4. Применение имитационного моделирования на ранних стадиях проектирования силовых установок для беспилотных летательных аппаратов одноразового применения / И. А. Кривошеев, Д. А. Ахмедзянов, А. Е. Михайлов и др. // Вестник ВГТУ: научный журнал Воронежск. гос. техн. ун-та. – Воронеж: ВГТУ, 2011. – т.7, №4 . – с. 215–223.

5. Формирование законов управления силовой установкой для БПЛА одноразового применения с использованием динамической характеристики/ А. Е. Михайлов, Д. А. Ахмедзянов, Ю. М. Ахметов, А. Б. Михайлова // Вестник СГАУ: научный журнал Самарского. гос. аэрокосм. ун-та. – Самара: СГАУ, 2011. – №3 (27). Ч.1 – с. 109–118.

6. Разработка программного комплекса для повышения эффективности ранних стадий проектирования современных и перспективных ГТД / А. Е. Михайлов, Д. А. Ахмедзянов, А. Б. Михайлова // Вестник РГАТУ: научный журнал Рыбинской. гос. авиац. технол. акад. – Рыбинск: РГАТУ, 2011. – №2 (20). – с. 34–39.

7. Повышение эффективности ранних стадий проектирования компрессоров авиационных газотурбинных двигателей и энергетических установок/ А. Е. Михайлов, Д. А. Ахмедзянов, А. Б. Михайлова // Вестник УГАТУ: научный журнал Уфимск. гос. авиац. техн. ун-та. – Уфа: УГАТУ, 2012. – т.16, №5 (50). – с. 48–59.

8. Моделирование неустановившихся режимов авиационных ГТД с учетом гистерезиса границы устойчивой работы компрессора/ А. Е. Михайлов, Д. А. Ахмедзянов, Ю. М. Ахметов, А. Б. Михайлова // Вестник УГАТУ: научный журнал Уфимск. гос. авиац. техн. ун-та. – Уфа: УГАТУ, 2014. – т.18, №2 (63). – с. 3–9.

#### **Публикации в изданиях, индексируемых в SCOPUS**

9. Расчет характеристик осевых компрессоров авиационных ГТД совместно с границей устойчивой работы с помощью расширенной методики обобщенных зависимостей/ А.Б. Михайлова, Д.А. Ахмедзянов, Ю.М. Ахметов, А.Е. Михайлов// Известия ВУЗов. Авиационная техника – Казань: КНИТУ, 2014 - №3. – с. 55-59.

#### **Свидетельства об официальной регистрации программ для ЭВМ**

10. Система имитационного моделирования COMPRESSOR\_S / А. Е. Михайлов, Д. А. Ахмедзянов, А. Б. Михайлова // Свидетельство № 2011617702 Москва, Роспатент. – 2011.

11. Система имитационного моделирования DVIG\_DISTORTION / А. Е. Михайлов, Д. А. Ахмедзянов, Ю.М. Ахметов // Свидетельство № 2010612065 Москва, Роспатент. – 2010.

#### **Публикации в других изданиях**

12. Исследование влияния характеристик различных узлов на динамическую характеристику одновального ТРД / А. Е. Михайлов // Мавлютовские чтения: Всероссийская НТК. – Уфа: УГАТУ, 2010. – т.1. – с. 38–39.

13. Исследование влияния двухконтурности топливного коллектора на эффективность силовой установки в особых точках подключения основного контура / А. Е. Михайлов // Авиадвигатели XXI века: Международная НТК. – М.: ЦИАМ, 2010. – с. 365-369.

14. Формирование законов управления силовой установкой для БПЛА одноразового применения с использованием динамической характеристики / А. Е. Михайлов, Д. А. Ахмедзянов, Ю. М. Ахметов, А. Б. Михайлова// Международная НТК. – Самара: СГАУ, 2011. –ч.1. – с. 37-38.

Диссертант



Михайлов А.Е.

МИХАЙЛОВ Алексей Евгеньевич

МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА  
В АВИАЦИОННЫХ ГТД С УЧЕТОМ ВРАЩАЮЩЕГОСЯ  
СРЫВА И ГИСТЕРЕЗИСА ГРАНИЦЫ УСТОЙЧИВОЙ  
РАБОТЫ КОМПРЕССОРА

Специальность:

05.07.05 – Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки  
летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание учёной степени  
кандидата технических наук

Подписано к печати 06.05.2015 г. Формат 60×84 1/16  
Бумага офсетная. Печать плоская. Гарнитура Times New Roman.  
Усл. печ. л. 1,0. Уч.-изд. л. 0,9.  
Тираж 100 экз. Заказ № 281

ФГБОУ ВПО Уфимский государственный авиационный  
технический университет  
Центр оперативной полиграфии  
450000, Уфа-центр, ул. К. Маркса, 12