

На правах рукописи

**КАРИМОВ Тимер Расихович**

**МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА  
ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКИ НА БАЗЕ АВИАЦИОННОГО ГТД  
С СИСТЕМОЙ ГАЗОСНАБЖЕНИЯ**

Специальность 05.07.05 – “Тепловые, электроракетные двигатели  
и энергоустановки летательных аппаратов”

**АВТОРЕФЕРАТ**

диссертации на соискание учёной степени  
кандидата технических наук

Уфа 2003

Работа выполнена на кафедре “Авиационные двигатели” Уфимского государственного авиационного технического университета и ФГУП “НПП “Мотор”.

Научный руководитель: доктор технических наук, профессор  
Гумеров Хайдар Сагитович

Официальные оппоненты: доктор технических наук, профессор  
Нихамкин Михаил Шмерович  
кандидат технических наук

Ахметов Юрий Мавлютович

Ведущее предприятие: ОАО “Авиадвигатель” (г. Пермь)

Защита состоится « \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2003 года в \_\_\_\_ час. на заседании диссертационного совета Д-212.288.05 при Уфимском государственном авиационном техническом университете.


Адрес университета: 450000, Уфа-центр, ул. К. Маркса, 12.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке университета.

Ваши отзывы на автореферат в двух экземплярах, заверенные печатью учреждения, просим направлять по указанному адресу на имя учёного секретаря совета.

Автореферат разослан « \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2003 г.

Учёный секретарь  
диссертационного совета  
доктор технических наук, профессор



Ф.Г. Бакиров

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

**Актуальность темы.** Энергетическая проблема в России обостряется с каждым годом. Общеизвестно, что значительная часть энергетических мощностей, используемых в энергетике, морально устарела, физически изношена, требует модернизации или замены. Для поддержания старых электростанций в работоспособном состоянии требуются значительные инвестиции, которые сравнимы с затратами на новое строительство. При этом вложения в модернизацию энергоустановок, запущенных в 1920–1950 годах малоэффективны, так как старые станции имеют низкий КПД.

Установлено, что модернизация и замена машинного парка энергетического комплекса должна производиться с приоритетным развитием газотурбинных и парогазовых установок с комбинированной выработкой электрической энергии и теплоты. Однако в области промышленного использования газотурбинных и парогазовых технологий Россия значительно отстала от передовых стран мира, так как до сих пор отсутствуют газовые турбины российского производства, удовлетворяющие требованиям энергетиков.

Разумным выходом из сложившейся ситуации является использование газотурбинных энергетических установок на основе авиационных двигателей. Авиационное двигателестроение обладает необходимым научно-техническим и производственным потенциалом, способно производить модернизированные авиационные двигатели в качестве источников механической, электрической и тепловой энергии в различных областях народного хозяйства.

Конвертирование авиационных газотурбинных двигателей, отработавших свой ресурс на самолёте, в газотурбинные установки наземного применения впервые предложил академик Н.Д. Кузнецов. С начала 1970-х годов ОАО «Самарский научно-технический комплекс им. Н.Д. Кузнецова» разрабатывает на основе авиационных газотурбинных двигателей силовые приводы для газоперекачивающих агрегатов (ГПА) магистральных газопроводов. Опыт создания приводных агрегатов показал, что примерно 70–75 % основных узлов и деталей базового двигателя удаётся сохранить. Изменения проводятся в узлах, связанных с новым назначением изделия, сменой используемого топлива и появлением в составе конвертированного двигателя силовой турбины.

В настоящее время энергетические установки с газотурбинными приводами (ГТП), созданными на основе авиационных газотурбинных двигателей, находят всё более широкое применение для выработки электрической, тепловой энергии и снабжения ими потребителей. Целесообразность комбинированной выработки электричества и теплоты обусловлена экономией топлива при меньших капитальных затратах и существенно меньших сроках окупаемости оборудования.

При использовании в таких установках в качестве топлива природного газа обеспечиваются высокие экологические показатели, что позволяет размещать их не только в границах промышленной зоны, но и непосредственно в районах жилой застройки, тем самым сокращая потери теплоты при подаче его потребите-



лю. В этом случае ГТП должен работать с использованием природного газа, избыточное давление которого в сетях II категории составляет от 0,3 до 0,6 МПа ( $3...6 \text{ кгс/см}^2$ ), а в сетях I категории – от 0,6 до 1,2 МПа ( $6...12 \text{ кгс/см}^2$ ).

Для энергетических ГТП проблема заключается в обеспечении работоспособности при давлении природного газа в сети газоснабжения более низком, чем давление воздуха и продуктов сгорания в камере сгорания привода.

Изложенное выше позволяет утверждать, что настоящая работа по созданию математической модели и исследованию на её основе рабочего процесса газотурбинного привода на базе авиационного ГТД, с учётом схемных особенностей системы газоснабжения, в том числе и содержащей газодожимной компрессор (ГДК), является актуальной задачей.

**Цель работы.** Целью работы является разработка математической модели рабочего процесса газотурбинного привода энергетической установки с учётом схемных особенностей системы газоснабжения и исследование рабочего процесса авиационного ГТД, конвертированного в газотурбинный привод.

**Задачами исследования являются:**

- моделирование рабочего процесса газотурбинного привода на базе авиационного двигателя с системой газоснабжения, в том числе и содержащей газодожимной компрессор;
- разработка универсального метода построения алгоритма расчёта рабочего процесса газотурбинного привода с различными системами газоснабжения;
- анализ управляемости и статической устойчивости газотурбинного привода, созданного на базе авиационного ГТД с различными вариантами системы газоснабжения;
- оценка энергетических затрат на систему топливопитания с газодожимным компрессором и их влияния на показатели эффективности газотурбинного привода;
- разработка рекомендаций по выбору схемных решений системы газоснабжения газотурбинного привода, созданного конвертированием авиационного ГТД.

**Методы исследования** базируются на теории рабочих процессов авиационного ГТД (основных положений газовой динамики и термодинамики), математической статистики при обобщении результатов испытаний, методах математического моделирования и машинном эксперименте.

**Результаты, полученные лично автором:**

- основные положения методики расчёта рабочего процесса газотурбинного привода энергетической установки на базе авиационного ГТД с учётом схемных особенностей системы газоснабжения;
- эффективный метод построения алгоритма и программы расчёта рабочего процесса газотурбинного привода энергетической установки с различными вариантами системы газоснабжения;
- результаты теоретических и экспериментальных исследований, в которых получены аналитические и эмпирические зависимости, используемые при фор-

мировании математической модели рабочего процесса авиационного двигателя, конвертированного в ГТД с системой газоснабжения.

**Научная новизна:**

- разработана комплексная математическая модель, позволяющая выполнять расчёт параметров и характеристик энергетической установки на базе авиационного ГТД для различных вариантов системы газоснабжения, в том числе содержащих газодожимной компрессор;
- исследована управляемость авиационного ГТД, конвертированного в газотурбинный привод, с различными системами газоснабжения и предложены критерии, определяющие условия проявления статической неустойчивости и возможные мероприятия по её устранению;
- предложена методика оценки энергетических затрат на систему топливпитания с газодожимным компрессором и их влияния на показатели эффективности энергетической установки.

**Практическая ценность.** Разработанная математическая модель и реализующая её программа предназначена для применения на этапах проектирования, научного исследования и доводки газотурбинного привода на базе авиационного ГТД, с системой газоснабжения. Применение разработанных методов позволяет обосновать выбор схемных решений по критериям функциональных характеристик и управляемости (статической устойчивости) газотурбинного привода с системой газоснабжения.

**Апробация результатов работы.** Основные положения и результаты диссертационной работы докладывались и обсуждались на второй научно-практической республиканской конференции “Энергоресурсосбережение в Республике Башкортостан” (Уфа, 1999), на Международной научно-технической конференции, посвященной памяти генерального конструктора аэрокосмической техники, академика Н.Д. Кузнецова (Самара, 2001).

Результаты исследований и разработанная математическая модель внедрены на предприятии ФГУП “НПП “Мотор” и использованы при проектировании и доводки энергетической установки ГТЭ–10/95, на базе конвертированного авиационного ГТД типа Р95Ш.

**Публикации.** Основное содержание работы по теме диссертации опубликовано в 5 печатных работах.

**Структура и объём работы.** Диссертационная работа состоит из введения, 5-ти глав, основных выводов, списка литературы и приложения. Она изложена на 134 страницах машинописного текста и содержит 46 рисунков, 38 таблиц, библиографию из 72 наименований.

## **КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ**

**Во введении** обосновывается актуальность выбранной темы, формулируются цель диссертационной работы и общее направление исследований.

**В первой главе** приводится анализ публикаций и технических решений, посвященных созданию газотурбинных приводов на основе авиационных двигате-

лей, разработанных в условиях конверсии авиадвигателестроительной отрасли. Обосновывается целесообразность использования энергетических установок на базе авиационных ГТД и показан опыт внедрения газотурбинных приводов в существующую инфраструктуру ТЭЦ.

Обзор литературы показывает, что энергетические установки с газотурбинными приводами, созданными на основе авиационных ГТД, находят всё более широкое применение на энергетических предприятиях в качестве ГТУ-ТЭЦ и обеспечивают комбинированную выработку электрической и тепловой энергии с высоким коэффициентом использования топлива. Основным видом топлива является природный газ, применение которого позволяет удовлетворять жёстким экологическим требованиям и приблизить энергетические установки к потребителю, за счёт чего удаётся сократить потери энергии при её транспортировке. Однако, специфическая для энергетических установок проблема обеспечения работоспособности привода при использовании природного газа с избыточным давлением, не превышающим 1,2 МПа ( $12 \text{ кгс/см}^2$ ) в литературе практически не рассматривается.

Наибольший эффект в энергетике достигается при применении энергетических установок на основе авиационных газотурбинных двигателей в качестве ГТУ-ТЭЦ при реконструкции действующих котельных и развитии существующих паросиловых электростанций, расположенных на территории городов, поселков и промышленных предприятий. Проектирование, строительство и реконструкция систем газоснабжения газотурбинных и парогазовых установок, сооружаемых на территории населённых пунктов, регламентировано нормативной документацией, согласно которой газопроводы систем газоснабжения подразделяются на:

- газопроводы высокого давления I категории – при избыточном рабочем давлении газа свыше 0,6 МПа ( $6 \text{ кгс/см}^2$ ) до 1,2 МПа ( $12 \text{ кгс/см}^2$ ) включительно;
- газопроводы высокого давления II категории – при избыточном рабочем давлении газа свыше 0,3 МПа ( $3 \text{ кгс/см}^2$ ) до 0,6 МПа ( $6 \text{ кгс/см}^2$ ).

Для обеспечения работоспособности приводов в сетях I и II категорий необходимо оснащение системы газоснабжения ГТП газодожимным компрессором. В связи с изложенным, возникает необходимость оценки параметров и исследования особенностей режимов работы ГТП на базе авиационного ГТД, с учётом характеристик системы газоснабжения, в том числе и содержащей газодожимной компрессор.

**Во второй главе** приводится методика оценки показателей эффективности газотурбинной энергетической установки с учётом затрат мощности на привод газодожимного компрессора.

Основным направлением совершенствования показателей газотурбинных энергетических установок является увеличение степени повышения давления  $\pi_k^*$  и температуры газового потока  $T_3^*$  перед турбиной газогенератора газотурбинного привода. Увеличение  $\pi_k^*$  приводит к необходимости повышения уровня давления в коллекторе подачи горючего природного газа в камеру сгорания до значений, значительно превышающих давление в газовых сетях I и II категорий.

Необходимое для работы привода абсолютное давление газа в топливном коллекторе вычисляется по соотношению:

$$P = \frac{P_1^*}{\sigma_1} \cdot \pi_k^* \cdot \pi(\lambda_2) \cdot \frac{\bar{P}}{\sigma_2}.$$

При фиксированных параметрах газа на входе в систему газоснабжения установки степень повышения давления в ГДК определяется по уравнению:

$$\pi_{гдк} = \frac{P_1^*}{P_r} \cdot \frac{1}{\sigma_1} \cdot \pi_k^* \cdot \pi(\lambda_2) \cdot \frac{\bar{P}}{\sigma_2}, \quad (1)$$

где  $P_r$  – абсолютное давление газа на входе в систему газоснабжения привода;

$\sigma_1$  – коэффициент восстановления давления природного газа в системе газоснабжения на участке до входа в дозирующее устройство;

$\sigma_2$  – коэффициент восстановления давления в системе дозирования газа;

$\bar{P}$  – перепад давления в коллекторе привода;

$\lambda_2$  – приведенная скорость потока воздуха на входе в камеру сгорания;

$\pi(\lambda_2)$  – газодинамическая функция;

$\pi_k^*$  – степень повышения давления в компрессоре газотурбинного привода.

Мощность на привод газодожимного компрессора вычисляется по уравнению:

$$N_{гдк} = \frac{k_r}{k_r - 1} \cdot R_r \cdot G_r \cdot T_r \cdot \left( \frac{(\pi_{гдк})^{\frac{k_r-1}{k_r}} - 1}{\eta_{гдк}} \right), \quad (2)$$

где  $k_r$  – показатель адиабаты природного газа;

$R_r$  – газовая постоянная природного газа;

$G_r$  – расход природного газа;

$T_r$  – температура газа на входе в систему газоснабжения привода;

$\eta_{гдк}$  – КПД газодожимного компрессора.

Следует отметить, что удельные затраты мощности на сжатие природного газа более, чем в 1,64 раза, превышают удельные затраты мощности на сжатие воздуха.

Рассмотрим варианты привода газодожимного компрессора от автономного источника энергоснабжения. Таким источником может быть двигатель внутреннего сгорания или электродвигатель. Если привод ГДК осуществляется двигателем внутреннего сгорания (ДВС), то это не сказывается на мощности газотурбинной установки, а величина КПД газотурбинного привода уменьшается в связи с дополнительными затратами топлива на работу ДВС. Величина КПД вычисляется по уравнению:

$$\eta_{гтп} = \frac{N_{гтп}}{G_r \cdot Hu + N_{гдк} \cdot q_e \cdot H_T}, \quad (3)$$

где  $q_e$  – удельный эффективный расход топлива двигателя внутреннего сгорания;

$H_T$  – низшая теплота сгорания для дизельного топлива.

Если для привода ГДК используется электродвигатель, то в этом случае мощность газотурбинного привода уменьшается на величину  $\frac{N_{гдж}}{\eta_{эл}}$ , где  $\eta_{эл}$  – коэффициент полезного действия электродвигателя, а величина КПД будет определяться уравнением:

$$\eta_{гтп} = \frac{N_{гтп} - N_{гдж} / \eta_{эл}}{G_r \cdot H_u} \quad (4)$$

По приведённым соотношениям (1)-(4) выполнена расчётная оценка энергетических затрат на повышение давления газа в газодожимном компрессоре и их влияния на показатели эффективности установки при различных параметрах термодинамического цикла.

**В третьей главе** сформулированы и обоснованы основные положения методики расчета рабочего процесса газотурбинного привода на базе авиационного ГТД с системой газоснабжения, предложен способ построения математической модели, приведены алгоритмы расчета рабочего процесса, изложены особенности рабочего процесса в камере сгорания ГТП при сжигании природного газа.

Системы газоснабжения газотурбинных приводов энергетических установок на базе авиационных ГТД можно разделить на две основные группы. К первой группе относятся системы с подачей на вход в ГТП природного газа непосредственно от сети. Область применения таких систем ограничена – это газотурбинные приводы со степенью повышения давления в компрессоре  $\pi_k^* \leq 8,5$  при подаче газа от сети I категории. Вторая группа – системы газоснабжения с дожимным компрессором. Такие системы следует рассматривать как основные, ибо только они могут обеспечить работу ГТП с высоким уровнем  $\pi_k^*$  в сетях как I, так и II категорий.

Классификация возможных систем газоснабжения газотурбинного привода приведена на рисунке 1.

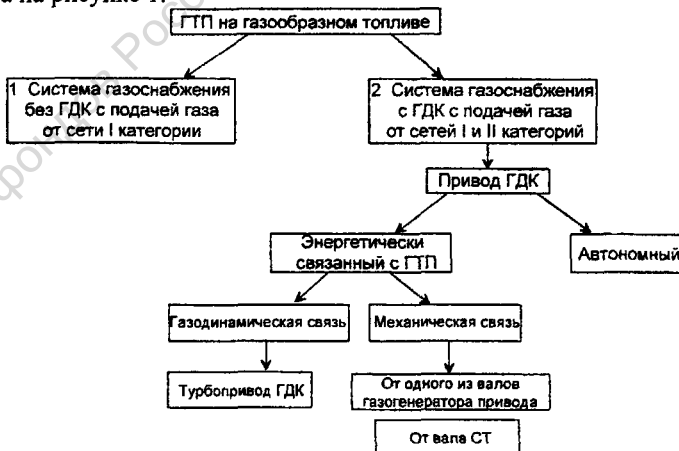


Рисунок 1



В состав систем первой и второй групп входят дозатор и другие агрегаты, регламентированные нормативной документацией для систем топливопитания установок, использующих природный газ. К таким агрегатам относятся краны запорные, отсечные, обратные и другие, которые предназначены только для включения подачи газа при запуске и выключения при штатных и аварийных остановах. При нормальной работе они не оказывают влияния на рабочий режим и поэтому не включены в расчётные схемы рассмотренных систем газоснабжения.

Агрегаты системы дозирования подвергаются экспериментальным продувкам на воздухе, которые выполняются на заводе-изготовителе. Основываясь на этих данных и результатах измерения параметров природного газа в процессе опытно-промышленной эксплуатации ГТП-10/953, получено уравнение дозатора для использования в математической модели ГТП с системой газоснабжения.

Уравнение расхода газа через дозатор определяется по выражению:

$$G_r = a(\varphi) \cdot \sqrt{\rho_1 \cdot (P_1 - P_2)},$$

где  $P_1, P_2$  – абсолютные давления соответственно на входе и на выходе из дозатора, МПа;

$\rho_1$  – плотность газа на входе в дозатор, кг/м<sup>3</sup>.

Таким образом, характеристика дозатора газа может быть представлена в виде:

$$\frac{G_r}{\sqrt{\rho_1 \cdot (P_1 - P_2)}} = a(\varphi), \quad (5)$$

где  $a(\varphi)$  – пропускная способность дозатора при фиксированном положении дозирующего элемента  $\varphi$ .

Характеристики дозаторов ДУС-6,5 и ДГС-3 в форме (5) представлены на рисунке 2.

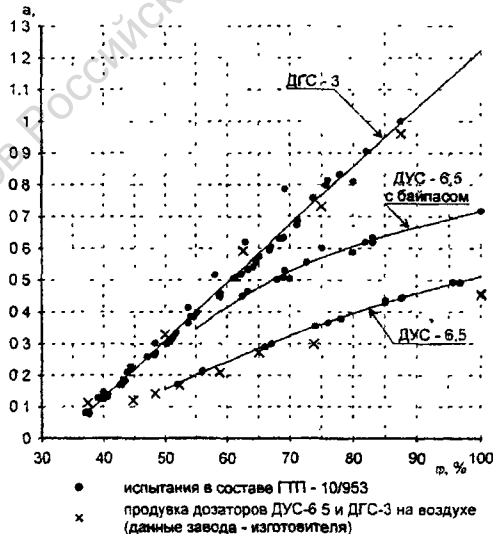


Рисунок 2. Экспериментальные характеристики дозаторов.

В состав уравнений системы газоснабжения вводится и характеристика газового коллектора с подводящим трубопроводом, подающего природный газ в камеру сгорания привода, которая описывается уравнением:

$$\frac{G_r}{\sqrt{\rho_1}} = f(\sqrt{P_1 - P_2}), \quad (6)$$

где  $\rho_1$ ,  $P_1$  - плотность и абсолютное давление газа в трубопроводе перед коллектором,  $\text{кг/м}^3$ , МПа;

$P_2$  - статическое давление воздуха на входе в камеру сгорания, МПа.

Связи между параметрами узлов и элементов газотурбинного привода устанавливаются определяющей системой, состоящей из двух групп уравнений. К первой группе относятся уравнения неразрывности, записанные для характерных сечений газоздушного тракта, и уравнения балансов мощности каскадов привода. Количество и вид этих уравнений зависит от схемы привода. Вторая группа - уравнения связей между отдельными параметрами, накладываемыми программой управления привода. Эти группы уравнений с z-вальным газогенератором, составляют определяющую систему из (3-z +3) уравнений, с таким же количеством неизвестных.

Применяемые в авиадвигателестроении методы и реализующие их программные комплексы термодинамического расчёта параметров и характеристик газотурбинных двигателей различных схем позволяют рассчитывать и газотурбинные приводы энергетических установок. Однако для авиационных двигателей расчётная модель рабочего процесса в камере сгорания предусматривает применение жидкого топлива - керосина, методические основы расчёта которого изложены в работе Я.Т. Ильичева. Основные принципы этой методики заключаются на задании элементарного массового состава топлива. Методика расчёта природного газа (методика М.Б. Равича) основана на задании объёмного компонентного состава. Поэтому возникла необходимость сопоставительной оценки методик расчёта рабочего процесса в камере сгорания на жидком и газообразном топливах и выявления необходимости уточнения термодинамического расчёта.

Сравнение методик показало, что при фиксированной величине теплоподвода значения температур для природного расчётного газа, вычисленные по методике М.Б. Равича, меньше, чем значения температур для "нормального" топлива, вычисленные по методике Я.Т. Ильичева, на 1 %...2 %.

Система газоснабжения с подачей природного газа непосредственно от сети включает дозатор газа и газовый коллектор с подводящим трубопроводом. При фиксированной мощности газотурбинного привода  $N_{гтп}$  величины  $G_r$  и  $P_2$  известны и увязка параметров привода с системой газоснабжения осуществляется по уравнению неразрывности:  $G_r - G_{\text{доз}} = 0$ .

Решение этого уравнения - величина  $\phi$ , определяющая положение дозирующего элемента.

Анализ систем газоснабжения с газодожимным компрессором выполнен для двух вариантов размещения дозатора газа - до и после ГДК. Для энергетических

установок с  $N_{ГТП} \leq 30$  МВт наиболее предпочтительным для применения в качестве газодожимного компрессора в системах газоснабжения по потребным параметрам является винтовой компрессор.

Привод ГДК на основе газодинамической связи с ГТП (турбопривод ГДК) осуществляется турбиной, которая работает на продуктах сгорания, отбираемых из газозоудушного тракта ГТП перед силовой турбиной. Регулирование отбора выполняется управляемой заслонкой, полное открытие которой соответствует значению  $\alpha = 0^\circ$ . Кинематическая связь приводной турбины с ГДК обеспечивается через редуктор.

Взаимосвязи параметров системы газоснабжения и газотурбинного привода определяются уравнениями неразрывности (7)...(9), баланса мощности (10) и управления (11)...(13), которые для системы по схеме "ГДК-дозатор-ГТП" имеют вид:

$$G_T - G_{\text{доз}} = 0 \quad (7)$$

$$G_T - \rho_T \cdot Q = 0 \quad (8)$$

$$G_T - G_{\text{отб}} = 0 \quad (9)$$

$$\frac{N_{\text{ГДК}}}{\eta_{\text{мех}}} - N_T = 0 \quad (10)$$

$$n_T - I_{\text{ред}} \cdot n_{\text{ГДК}} = 0 \quad (11)$$

$$\frac{P_4^* \cdot \sigma_\alpha(\alpha, \lambda)}{\pi_T^*} - P_6^* = 0 \quad (12)$$

$$\varphi - \varphi_0 = 0. \quad (13)$$

В этих уравнениях:  $G_{\text{доз}}$  – массовый расход газа через дозатор;

$Q$  – объёмный расход природного газа на входе в ГДК;

$G_T$  – массовый расход по характеристике турбины привода ГДК;

$I_{\text{ред}}$  – передаточное отношение редуктора;

$\eta_{\text{мех}}$  – коэффициент полезного действия с учётом потерь в редукторе.

Для варианта системы газоснабжения по схеме "дозатор-ГДК-ГТП" уравнение (8) записывается в виде:  $G_T - \rho_{\text{доз}} \cdot Q = 0$ .

Уравнения (7)...(13) позволяют найти 7 неизвестных:  $\varphi$ ,  $\pi_{\text{ГДК}}$ ,  $n_{\text{ГДК}}$ ,  $\pi_T^*$ ,  $n_T$ ,  $\alpha$ ,  $G_{\text{отб}}$ , которые полностью определяют режим работы системы газоснабжения.

Особенности механического привода ГДК выражаются в составе уравнений, которая включает два уравнения неразрывности (7) и (8), управления (13) и уравнения баланса мощности и кинематической связи в виде:

$$\frac{N_{\text{ГДК}}}{\eta_{\text{мех}}} - N_{\text{отб}_j} = 0 \quad (14)$$

$$n_j - I_{\text{ред}} \cdot n_{\text{ГДК}} = 0, \quad (15)$$

где  $N_{\text{отб}_j}$  – величина отбора мощности от вала ГТП на привод ГДК.

По уравнениям (7), (8), (13)...(15) находятся значения 5 неизвестных:  $\varphi$ ,  $\pi_{гдк}$ ,  $n_{гдк}$ ,  $I_{ред}$ ,  $N_{отб}$ , которые полностью определяют режим работы системы газоснабжения.

Для схемы системы газоснабжения с автономным приводом газодожимного компрессора газотурбинный привод и ГДК энергетически не связаны, поэтому система уравнений содержит только два уравнения неразрывности в форме (7), (8) и уравнение управления.

Полагая, что автономный привод управляется по программе вида  $\pi_{гдк} = f(Q)$ , уравнение управления запишем в виде:

$$\pi_{гдк} - f(Q) = 0. \quad (16)$$

По уравнениям (7), (8) и (16) находятся значения 3 неизвестных:  $\varphi$ ,  $\pi_{гдк}$ ,  $n_{гдк}$ , которые определяют режим работы системы газоснабжения.

По приведённым уравнениям разработана математическая модель, которая включает алгоритмы и реализующие их программы расчёта рабочего процесса ГТП с системой газоснабжения на установившихся режимах. Разработка модели выполнена на основе принципов, сформулированных в работах Л.Н. Дружинина, А.П. Тунакова.

Модель имеет блочную структуру, иерархическое построение и трёхуровневое построение вычислительного процесса. Первый уровень – расчёт параметров ГТП при заданных внешних условиях на основе определяющей системы уравнений, второй уровень – расчёт параметров системы газоснабжения и третий уровень – согласование параметров рабочего процесса ГТП и системы газоснабжения с применением итерационных циклов. Такой способ построения модели позволяет использовать в её составе существующие и широко применяемые программы расчёта параметров газотурбинных двигателей и газотурбинных установок.

В рассматриваемой математической модели, на первом уровне вычислительного процесса для расчёта параметров ГТП, используется программный комплекс “ГРАД”, который разработан в Казанском авиационном институте под руководством профессора А.П. Тунакова.

**В четвёртой главе** проведено исследование рабочего процесса газотурбинного привода ГТП-10/953, разработанного на базе конвертированного двухвального авиационного двигателя Р95Ш, с различными вариантами системы газоснабжения, произведены сравнения с результатами испытаний ГТП-10/953 при подаче природного газа в систему топливоснабжения непосредственно из сети.

Результаты моделирования работы газотурбинного привода с подачей газа от сети представлены на рисунке 3, где в качестве аргумента принята величина пропускной способности дозатора, а параметром является абсолютное давление газа на входе в систему газоснабжения.

Как следует из данных рисунка 3, при работе привода с абсолютным давлением газа 0,392...0,686 МПа ( $P_r = 4...7$  кгс/см<sup>2</sup>, сеть II категории) прирост мощности привода при увеличении пропускной способности дозатора (а) незначитель-

лен и обеспечить работу привода с  $N_{гтп} > 5$  МВт за счёт повышения пропускной способности дозатора невозможно.

С повышением абсолютного давления газа до уровня, соответствующего сечью I категории 0,686...1,275 МПа ( $P_r = 7...13$  кгс/см<sup>2</sup>), влияние пропускной способности дозатора на мощность становится более значительным. Так, при работе привода с дозатором ДУС-6,5 ( $a \leq 0,51$ ) выход на режим  $N_{гтп} = 10$  МВт возможен при давлении газа  $P_r = 1,177$  МПа (12 кгс/см<sup>2</sup>). При замене дозатора ДУС-6,5 на дозатор ДГС-3 ( $a \leq 1,23$ ) мощность привода  $N_{гтп} = 10$  МВт достигается при  $P_r = 1,0$  МПа (10,2 кгс/см<sup>2</sup>).

Таким образом, графическое представление результатов моделирования в виде рисунка 3 позволяет устанавливать требования к пропускной способности и характеристике дозатора, исходя из режимов нагружения привода и уровня давления газа в сети.

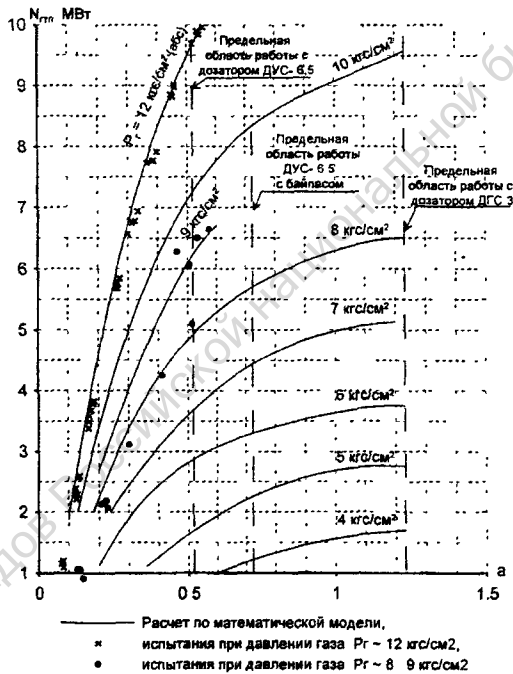


Рисунок 3. Влияние пропускной способности дозатора на режимы работы ГТП – 10/953.

Влияние управляющих воздействий  $\varphi$  и  $\alpha$  на работу ГТП-10/953 с газодожимным компрессором в системе газоснабжения, привод которого газодинамически связан с ГТП (турбопривод ГДК), показано на рисунке 4 в варианте размещения дозатора после ГДК.

Анализ результатов выявил следующие особенности рабочего процесса:

- при фиксированном положении заслонки в сети отбора продуктов сгорания на привод турбины ГДК ( $\alpha = \text{const}$ ) открытие дозатора (увеличение  $\varphi$ ) на режи-

мах  $N_{ГТП} \leq 4$  МВт сопровождается увеличением мощности ГТП, а на режимах  $N_{ГТП} > 4$  МВт приводит к снижению мощности. Таким образом, существуют 2 зоны: первая I – в которой  $\frac{dN_{ГТП}}{d\varphi} > 0$  или  $\frac{dG_r}{d\varphi} > 0$ , что следует из  $N_{ГТП} = f(G_r)$ , и система является управляемой, и вторая II – в которой управляемость системы нарушается, ибо  $\frac{dN_{ГТП}}{d\varphi} < 0$  или  $\frac{dG_r}{d\varphi} < 0$ ;

- при полностью открытой заслонке отбора ( $\alpha = 0$ ) и положениях дозатора  $\varphi < 62,5\%$  существует область значений  $N_{ГТП}$ , где решения не находятся – система неработоспособна, так как расход и параметры отбираемого из тракта ГТП газового потока не обеспечивают потребной для привода ГДК мощности. Так, например, при  $\varphi = 55\%$  система неработоспособна внутри интервала  $2,4 \text{ МВт} \leq N_{ГТП} \leq 5,5 \text{ МВт}$ .

Для схемы “дозатор–ГДК–ГТП”, как и для схемы “ГДК–дозатор–ГТП”, существуют зоны с нарушением управляемости. Особенность схемы – восстановление управляемости при  $\varphi = 50\%$  на режимах  $N_{ГТП} > 5$  МВт и при  $\varphi = 55\%$  на режимах  $N_{ГТП} > 7$  МВт.

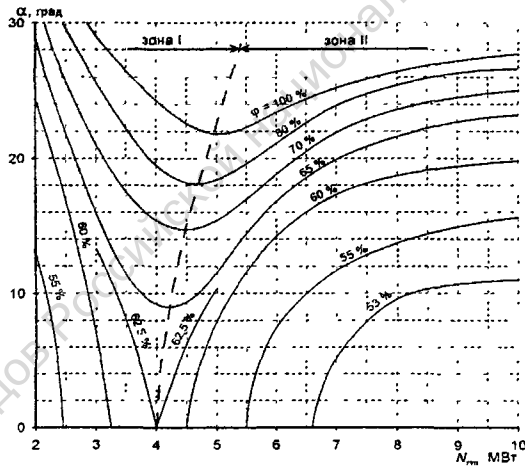


Схема “ГДК–дозатор–ГТП”

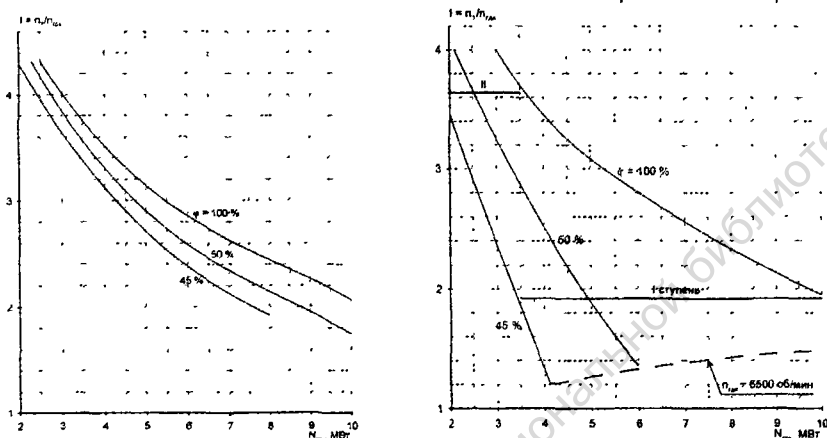
Рисунок 4. ГТП – 10/953 с турбоприводом ГДК.

Результаты расчёта с механическим приводом ГДК, например от ротора низкого давления, показаны на рисунке 5.

Приведённая зависимость позволяет наглядно сопоставить и оценить управляемость. Из представленных данных следует, что управление мощностью привода может осуществляться как за счёт изменения положения дозатора  $\varphi$ , так и передаточного отношения редуктора. Схема “ГДК–дозатор–ГТП” практически нереализуема из-за необходимости применения многоступенчатого редуктора. Схема “дозатор–ГДК–ГТП” позволяет осуществить управление ГТП-10/953 с

применением 2 или 3 ступенчатого редуктора (в зависимости от выбора ротора ГТП для отбора мощности на привод ГДК).

Схемы "ГДК-дозатор-ГТП" и "дозатор-ГДК-ГТП" с механическим приводом ГДК являются управляемыми. Это следует из характеристик  $I = f(\varphi, N_{ГТП})$ , показанных на рисунке 5, где при  $I = \text{const}$  величина  $\frac{dN_{ГТП}}{d\varphi} > 0$  (или  $\frac{dG_r}{d\varphi} > 0$ ).



а). Схема "ГДК - дозатор - ГТП"

б). Схема "дозатор - ГДК - ГТП"

Рисунок 5. ГТП - 10/953 с механическим приводом ГДК от ротора НД

**В пятой главе** выполнен анализ управляемости ГТП-10/953 с различными системами газоснабжения и предложены критерии, определяющие условия, способствующие проявлению статической неустойчивости, и возможные мероприятия по её устранению.

На примере схемы "ГДК-дозатор-ГТП" условие управляемости выглядит следующим образом:

Уравнение системы дозирования имеет вид:

$$G_{\text{доз}} = a \cdot \sqrt{\rho_r \cdot (\pi_{\text{ГДК}})^{(\gamma+1)/\gamma} \cdot \left( P_r - \frac{\bar{P} \cdot P_2}{\pi_{\text{ГДК}}} \right)}, \quad (17)$$

где  $a = a(\varphi)$ ;

$\gamma$  - показатель политропы сжатия в ГДК.

Уравнение газотурбинного привода при работе с отбором мощности на ГДК:

$$G_{\text{ГТП}} = f_1(P_2). \quad (18)$$

Дифференциальная форма уравнений (17) и (18) при условии  $dG_{\text{доз}} = dG_{\text{ГТП}}$  выражается в следующей форме:

$$\frac{dG}{da} = \frac{G/a}{1 - \frac{a^2 \cdot \rho_r}{2 \cdot G} \cdot (\pi_{\text{ГДК}})^{1/\gamma} \cdot \left[ \left( \frac{\gamma+1}{\gamma} \cdot P_r - \frac{1}{\gamma} \cdot \frac{\bar{P} \cdot P_2}{\pi_{\text{ГДК}}} \right) \cdot \frac{d\pi}{dG} - \frac{\bar{P}}{f_1(P_2)} \right]}. \quad (19)$$

Условие управляемости системы  $\frac{dG}{da} > 0$  выполняется при:

$$\frac{d\pi}{dG} < \frac{\bar{P}}{P_r} \cdot \frac{\gamma}{\gamma + 1 - \sigma} \cdot \left[ \frac{2 \cdot P_2}{G_r} \cdot \frac{1 - \sigma}{\sigma} + \frac{1}{f_1(P_2)} \right]. \quad (20)$$

Управляемость системы может быть обеспечена как за счёт уменьшения  $\frac{d\pi}{dG}$ , так и увеличения правой части неравенства (20). Левая часть неравенства (20) должна вычисляться по уравнению энергообмена ГТП–ГДК или, для автономного ГДК – по программе управления ГДК. Вид уравнения энергообмена зависит от схемного решения системы газоснабжения.

Рассмотрим возможные факторы воздействия на правую часть неравенства. Величина  $P_r$  определяет внешние условия работы системы,  $G_r$ ,  $P_2$  и функция  $G_r = f_1(P_2)$  – параметры и характеристика ГТП,  $\bar{P}$  – перепад давления в газовом коллекторе, уровень которого определяет качество процесса смесеобразования в камере сгорания. Поэтому все эти величины не могут подвергаться произвольному изменению. Единственный фактор воздействия – уровень потерь в системе дозирования  $\sigma$ . Однако такой вариант связан с необходимостью повышения давления в ГДК и дополнительными затратами мощности на сжатие газа, что ухудшает экономичность газотурбинного привода. Поэтому проблема обеспечения устойчивости (управляемости) может быть решена только на уровне схемных решений по системе газоснабжения с ГДК.

В варианте турбопривода ГДК уравнение линии согласования, определяющее баланс мощности между газодожимым компрессором и турбиной привода, имеет вид:

$$\frac{k_r}{k_r - 1} \cdot R_r \cdot T_r \cdot G_r \cdot \frac{(\pi_{гдк})^{\frac{k_r - 1}{k_r}} - 1}{\eta_{гдк}} = \frac{k}{k - 1} \cdot R \cdot T_4^* \cdot G_{отб} \cdot \left[ 1 - \left( \frac{P_6^*}{P_4^* \cdot \sigma_\alpha} \right)^{\frac{k - 1}{k}} \right] \cdot \eta_{т}^*. \quad (21)$$

Величина  $G_{отб}$  связана с пропускной способностью турбины привода ГДК условием:  $A_{т} = \frac{G_{отб} \cdot \sqrt{T_4^*}}{P_4^* \cdot \sigma_\alpha}$ . С учётом этого замечания уравнение (21) преобразуется к виду:

$$\pi_{гдк} = [1 + \omega \cdot \psi(G_r) \cdot \bar{A}]^{k_r / (k_r - 1)}, \quad (22)$$

где  $\omega$  – постоянная величина;

$$\psi(G_r) = \frac{P_4^* \cdot \sqrt{T_4^*}}{G_r} \cdot \left[ 1 - \left( \frac{P_6^*}{P_4^* \cdot \sigma_\alpha} \right)^{\frac{k - 1}{k}} \right] - \text{возрастающая по } G_r \text{ функция, которая яв-}$$

ляется характеристикой газотурбинного привода и не может подвергаться изменению;



$\bar{A} = A_T \cdot \eta_{ГДК} \cdot \eta_T^*$  - возрастающая по  $G_r$  функция, изменение которой по  $G_r$  отражает особенности характеристик ГДК, турбины привода ГДК и закономерности их согласования при наличии газодинамической связи с газотурбинным приводом.

Из уравнения (22) следует:

$$\frac{d\pi}{dG} = \frac{k_r}{k_r - 1} \cdot \omega \cdot [1 + \omega \cdot \psi(G_r) \cdot \bar{A}]^{1/k_r} \cdot \left[ \bar{A} \cdot \psi'(G_r) + \psi(G_r) \cdot \frac{d\bar{A}}{dG_r} \right]. \quad (23)$$

Анализ уравнений (22), (23) с учётом вида функций  $\psi(G_r)$ ,  $\bar{A}(G_r)$  показывает, что определяющим фактором потери управляемости является положение линии согласования режимов ГДК в поле совместных расходных характеристик системы, которое зависит от особенностей энергетических связей в системе газоснабжения ГТП-10/953 с турбоприводом ГДК.

Проведённым расчётным экспериментом показано, что разработанная математическая модель рабочего процесса ГТП на базе авиационного ГТД с системой газоснабжения, содержащей турбоприводной газодожимной компрессор, позволяет выявлять режимы статической неустойчивости, а в совокупности с предложенными в форме (20) критериями статической устойчивости (управляемости) и уравнением (23) для величины производной  $\frac{d\pi}{dG}$  - осуществлять поиск способов устранения статической неустойчивости.

## ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ И ВЫВОДЫ

1. Выполнена систематизация возможных схемных решений систем газоснабжения ГТП на основе авиационных двигателей и разработана комплексная математическая модель, позволяющая выполнять расчёт параметров и характеристик газотурбинного привода для следующих вариантов систем газоснабжения:

- с подачей газа непосредственно от сети;
- с системой, содержащей газодожимной компрессор с автономным приводом;
- с системой, содержащей энергетически связанный с газотурбинным приводом газодожимной компрессор (варианты механического привода ГДК от роторов газогенератора ГТП, силовой турбины ГТП и турбопривода ГДК).

2. Предложен и реализован эффективный метод построения алгоритма и программы расчёта рабочего процесса ГТП с различными системами газоснабжения, который заключается в использовании существующих универсальных программ расчёта рабочего процесса ГТД и ГТУ, автономного программного модуля расчёта параметров системы газоснабжения и управляющей программы, обеспечивающей согласование параметров ГТП и системы газоснабжения.

3. Предложена форма представления характеристик дозирующих устройств системы газоснабжения на основе обобщения экспериментальных данных по лабораторным продувкам на воздухе дозаторов подачи газа и анализа результатов опытно-промышленной эксплуатации ГТП-10/953.

4. Выполнено исследование особенностей работы газотурбинного привода ГТП-10/953, разработанного конвертированием авиационного ГТД типа P95Ш с различными системами газоснабжения. Сопоставление результатов расчета показало удовлетворительную сходимость с экспериментальными данными испытаний ГТП-10/953 при подаче природного газа из сети I категории.

5. Произведена оценка энергетических затрат на систему топливопитания с газодожимным компрессором при различных уровнях параметров термодинамического цикла и их влияния на показатели эффективности энергетической установки. Снижение коэффициента полезного действия ГТП-10/953 в относительных величинах составляет: при турбоприводе ГДК – 2 %, при механическом приводе ГДК – 1,44 %, при автономном приводе ГДК – 1,45 %...1,61 %.

6. Применение разработанных методов расчётного исследования рабочего процесса ГТП на базе конвертированных авиационных двигателей с различными вариантами системы газоснабжения способствует принятию обоснованных схемных решений по критериям функциональных характеристик и управляемости (статической устойчивости) газотурбинного привода с системой газоснабжения.

### **ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ДИССЕРТАЦИИ ОПУБЛИКОВАНЫ В СЛЕДУЮЩИХ РАБОТАХ**

1. *Каримов Т.Р.* Исследование динамических характеристик энергетической установки на базе конвертированного авиационного двигателя // Энергосбережение в Республике Башкортостан.: Материалы второй научно-практической республиканской конференции. Часть I. – Уфа, УГАТУ, 1999. – С. 142–147.

2. *Каримов Т.Р.* Математическая модель и численное исследование динамических характеристик газотурбинного привода энергетической установки ГТЭ-10/95 // Материалы Международной научно-технической конференции, посвященной памяти генерального конструктора аэрокосмической техники академика Н.Д. Кузнецова. Часть I. – Самара, СГАУ, 2001. – С. 85–87.

3. *Каримов Т.Р.* Математическая модель газотурбинного привода энергетической установки ГТЭ-10/95 с учётом характеристик системы газоснабжения // Материалы Международной научно-технической конференции, посвященной памяти генерального конструктора аэрокосмической техники академика Н.Д. Кузнецова. Часть I. – Самара, СГАУ, 2001. – С. 87–88.

4. *Гумеров Х.С., Каримов Т.Р.* Влияние характеристик системы дозирования на режимы работы газотурбинного привода энергетической установки ГТЭ-10/95 при подаче газа из газопровода с избыточным давлением до 1,2 МПа // Вопросы теории и расчёта рабочих процессов тепловых двигателей.: Межвузовский сборник. – Уфа.: УГАТУ, 2003.- № 20.- С. 49–54.

5. *Каримов Т.Р.* Две схемы повышения давления в системе топливопитания энергетической установки с помощью приводного дожимного компрессора // Вопросы теории и расчёта рабочих процессов тепловых двигателей.: Межвузовский сборник. – Уфа.: УГАТУ, 2003.- № 20.- С. 74–82.



КАРИМОВ Тимер Расихович

**МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА  
ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКИ НА БАЗЕ АВИАЦИОННОГО ГТД  
С СИСТЕМОЙ ГАЗОСНАБЖЕНИЯ**

Специальность 05.07.05 – “Тепловые, электроракетные двигатели  
и энергоустановки летательных аппаратов”

**АВТОРЕФЕРАТ**

диссертации на соискание учёной степени  
кандидата технических наук

Подписано к печати 16.04.03. Формат 60x84 1/16.

Бумага офсетная №1. Печать плоская. Усл. печ. л. 1,0. Усл. кр.-отт. 1,0

Уч. –изд. л. 0,9. Гарнитура Times New Roman. Тираж 100 экз. Заказ № 131

Бесплатно.

Уфимский государственный авиационный технический университет  
Уфимская типография №2 Министерства печати и массовой информации  
Республики Башкортостан  
450000, Уфа-центр, ул. К.Маркса, 12.

№ 6142

2003-A

6142

Из фондов Российской национальной библиотеки