

Министерство высшего и среднего специального образования  
РСФСР

Куйбышевский ордена Трудового Красного Знамени авиационный  
институт имени академика С.П.Королева

В.А.Виттик, В.Н.Плес, В.П.Якимча

СИСТЕМНЫЙ АНАЛИЗ  
ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ АСНИ ГТД

Утверждено редакционно-  
издательским советом института  
в качестве учебного пособия

Куйбышев 1983

тирования систем автоматизации анализа объекта и технологического процесса испытаний и контроля имеет определяющее значение.

Анализ технологического процесса позволяет выделить повторяющиеся, структурно одинаковые элементы, операции, циклы операций и на их основе разработать типовые алгоритмы автоматического контроля, управления и коррекции. В процессе испытаний ГТД необходимо оценить, насколько соответствуют техническим условиям различные параметры объекта на нескольких режимах работы двигателя, сравнивая приведенные к стандартным атмосферным условиям (САУ) полученные характеристики с заданными.

Так как системы двигателя — топливо-регулирующая, отбора воздуха, электрическая, гидравлическая, смазки, запуска — находится в сложной функциональной зависимости между собой, техническое состояние объекта оценивается прежде всего на основании результатов измерения параметров, отражающих эту взаимосвязь. Такие параметры составляют основную группу, к ним относятся: тяга, часовой массовый расход топлива, частота вращения ротора, температуры газов в некоторых сечениях проточного тракта, положение рычага управления двигателем и параметры функционирования главных систем двигателя.

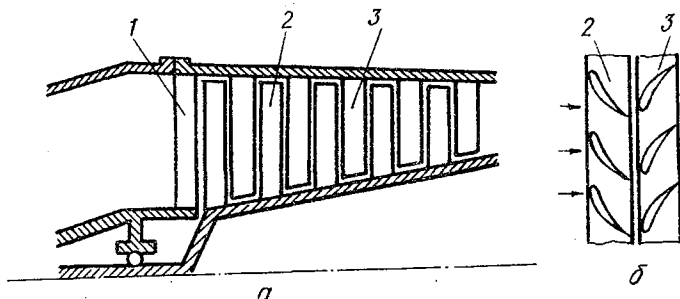
Особое значение для повышения эффективности испытаний имеет возможность получать более полные и точные сведения в ходе испытаний. Такую возможность в настоящее время представляют средства комплексной автоматизации испытательных стендов. Используя их, можно оперативно строить модели исследуемых явлений и процессов, рационально управлять ходом испытаний, уменьшать трудоемкость испытаний. В ряде случаев представляется возможным сокращать время испытаний и сроки доводки опытных образцов ГТД. Автоматизация испытаний является одним из важнейших элементов совершенствования процесса создания ГТД от опытных разработок до серийного производства.

Представление об автоматизированных системах испытаний как о сложных программно-аппаратных комплексах на базе средств вычислительной и информационно-измерительной техники, предназначенных для проведения комплексных исследований-испытаний серийных и опытных образцов ГТД, позволяет с полной уверенностью отнести их к классу автоматизированных систем для научных исследований (АСНИ).

Таким образом можно дать следующее определение: АСНИ ГТД — автоматизированная система для научных исследований и производственных испытаний газотурбинных двигателей — это совокупность технических и программных средств вычислительной техники и информацион-

но-измерительных комплексов для получения, обработки и управления испытаниями, объединенных посредством общесистемного, технического, методического, информационного и организационного обеспечения. Подсистема АСНИ ГТД - совокупность некоторых частей АСНИ ГТД, объединенных единым процессом функционирования при решении локальной задачи для достижения цели, поставленной перед системой в целом.

компрессора (рис. I.3). Конструктивно все РК объединяются в ротор компрессора, а спрямляющий аппарат в неподвижную часть – статор.



Р и с. I.3. Схема осевого компрессора: а – разрез, б – развертка на плоскость сечения по середине высоты лопаток; 1 – входной направляющий аппарат, 2 – рабочее колесо, 3 – спрямляющий аппарат

Для придания входному потоку воздуха нужного направления движения перед первым РК устанавливается входной направляющий аппарат (ВНА). В каналах рабочего колеса потоку воздуха передается механическая энергия, в результате его абсолютная скорость возрастает, а относительная уменьшается, так как каналы сделаны расширяющимися. Давление в потоке возрастает. Еще больше повышается давление в расширяющихся каналах спрямляющего аппарата, который обеспечивает и необходимое направление воздуха в следующую ступень. Степень сжатия одной  $i$ -й ступени  $\pi_i = \frac{P_i}{P_i^{вх}}$  лежит в пределах 1,2...1,5, а степень сжатия всего каскада компрессора

$$\pi_K = \pi_1 \pi_2 \dots \pi_n,$$

где  $n$  – число ступеней компрессора.

Вследствие увеличения плотности воздуха площади проходных сечений осевого компрессора по мере удаления от входа уменьшаются. Расширения диапазона устойчивой работы компрессора и повышения к.п.д. при больших степенях сжатия добиваются путем применения двухкаскадных и трехкаскадных компрессоров, состоящих из компрессоров низкого, среднего и высокого давлений, вращаемых отдельными турбинами со своими частотами вращения.

Камера сгорания (КС) является одним из основных элементов, определяющих эффективность и надежность работы ГТД. К КС предъявляют следующие требования: высокая полнота сгорания, устой-

чивость процесса горения, малое гидравлическое сопротивление, надежный и быстрый запуск, малая длина и поперечное сечение, равномерное поле температур на входе в турбину. Допустимая температура на выходе из КС определяется материалом и способом охлаждения турбины, ее величина составляет в настоящее время 1500-1600 К. Эту температуру можно получить, когда отношение действительно поступившего в камеру воздуха к теоретически необходимому для полного сгорания топлива (коэффициент избытка воздуха  $\alpha$ ) будет больше единицы:

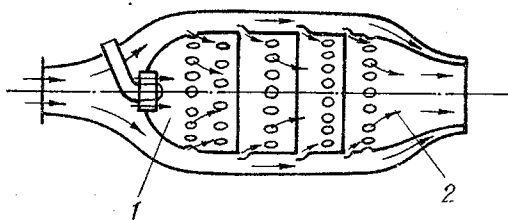
$$\alpha = \frac{L_B}{L_0},$$

где  $L_B$  - количество воздуха, приходящееся на 1 кг топлива,  
 $L_0$  - теоретически минимальное количество воздуха, необходимое для полного сгорания 1 кг топлива.

При расчетах обычно принимают  $L_0 = 14,78 \frac{\text{кг воздуха}}{\text{кг топлива}}$ .

В настоящее время коэффициент избытка воздуха  $\alpha = 3 \div 6$ .

Для обеспечения устойчивого горения и увеличения полноты и скорости сгорания топлива в жаровой трубе КС организует две зоны: зона горения и зона смешения (рис. I.4).



Р и с. I.4. Схема камеры сгорания: 1 - зона горения, 2 - зона смешения

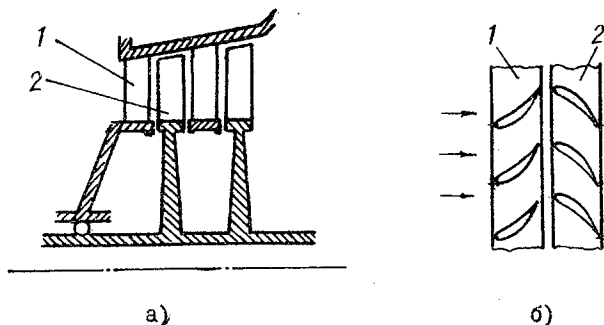
Первичный воздух через входную часть жаровой трубы и завихритель (фронтное устройство) поступает в зону горения, где в него через форсунки впрыскивается топливо. Количество подаваемого первичного воздуха обеспечивает сгорание топлива при значении  $\alpha$ , близком к единице. При этом температура факела достигает 2500 К, обеспечивая достаточную полноту сгорания топлива и устойчивость самого процесса горения.

Остальной поступающий в жаровую трубу воздух (вторичный)

попадает в зону смещения и служит для понижения температуры газа, подаваемого на турбину до допустимых пределов. Здесь происходит также догорание части топлива, неокислившегося в зоне горения.

По общей компоновке различают три основных типа камер сгорания: трубчатая (или индивидуальная), кольцевая и трубчато-кольцевая. В настоящее время применяются, в основном, только кольцевые и трубчато-кольцевые камеры. Трубчатые камеры используются лишь в малоомощных двигателях.

Газовая турбина, как и компрессор, относится к лопаточным машинам. Так как процесс расширения в термодинамическом отношении обратен процессу сжатия, то в принципе турбина может быть создана на базе любого типа компрессора путем обращения направления движения газов и лопаточных венцов. Подобно компрессорам существуют осевые и центробежные турбины, однако в авиации широкое применение нашли только осевые (рис. I.5). Осевые турбины могут быть многоступенчатыми,



Р и с. I.5. Схема турбины: а - разрез, б - развертка на плоскость сечения по середине высоты лопаток; 1 - спрямляющий аппарат, 2 - рабочее колесо

т.е. состоять из ряда секций - ступеней. Так как процесс расширения газов происходит с меньшими потерями, чем процесс сжатия, и в одной ступени турбины может быть эффективно использована значительно большая работа, чем при сжатии, то общее количество ступеней турбины всегда значительно меньше, чем у компрессора.

В зависимости от способа преобразования потенциальной энергии в кинетическую различают активные и реактивные турбины. В активных турбинах это преобразование происходит только в сопловом аппарате, в реактивных-газ начинает расширяться в сопловом аппарате, а про-

должает в решетке рабочего колеса. Лопатки соплового аппарата образуют межлопаточные каналы, а поскольку течение газа дозвуковое, то обеспечивается разгон газа. В активных турбинах межлопаточные каналы рабочего колеса имеют постоянное сечение, и относительная скорость газа в них остается неизменной. Каналы рабочих лопаток реактивной турбины сужающиеся, результатом чего является увеличение относительной скорости.

Абсолютная скорость в обеих турбинах уменьшается, так как на совершение механической работы затрачивается кинетическая энергия.

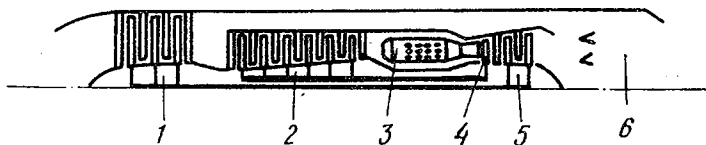
В ГТД применяют реактивные ступени, так как при больших объемных расходах газа они имеют более высокий к.п.д.

Для обеспечения прочности и надежности работы элементов турбины при их изготовлении используют жаростойкие сплавы и охлаждают горячие части турбины. Обычно горячие детали охлаждаются отбираемым из компрессора воздухом, который прогоняется через специальные каналы в охлаждаемой детали.

Выходное сопло предназначено для преобразования тепловой и потенциальной энергии газов в кинетическую энергию вытекающей струи. В зависимости от скорости истечения сопла делятся на дозвуковые и сверхзвуковые. Дозвуковое сопло представляет собой суживающийся канал, имеющий нерегулируемую или регулируемую площадь выходного сечения. Площадь выходного сечения дозвукового сопла регулируется следующими способами: с помощью центрального тела, с помощью насадок с газодинамическим регулируемым выходным сечением, в который подводится сжатый воздух из компрессора, с помощью створок, управляемых специальной гидравлической системой. Регулирование выходных устройств дает возможность изменять режим работы турбокомпрессора или поддерживать его постоянным, а также обеспечивать полное расширение газа на всех режимах полета и работы двигателя. При наличии форсажной камеры постановка регулируемого сопла является обязательной.

Рассмотренные упрощенные схемы работы основных узлов двигателя позволяют представить общий принцип его работы в целом. Воздух предварительно сжимается в воздухозаборнике (от скоростного напора), а затем его давление повышается в компрессоре. Сжатый воздух поступает в камеры сгорания, где создаются оптимальные условия для процесса горения и эффективного использования тепла. Процесс сгорания осуществляется при почти постоянном давлении. Нагретый газ высокого давления претерпевает в турбине процесс расширения, при котором часть энергии переходит в механическую работу, расходуемую

на вращение компрессора и привод всех агрегатов обслуживания двигателя. В двигателях двухвальной схемы (рис. I.6) два последовательно



Р и с. I.6. Турбореактивный двухвальный двигатель: 1 - вентилятор, 2 - компрессор высокого давления, 3 - камера сгорания, 4 - турбина высокого давления, 5 - турбина вентилятора, 6 - сопло

расположенных компрессора приводятся во вращение двумя механически не связанными между собой турбинами. На выходе из турбокомпрессора газовый поток обладает высокой потенциальной энергией, так как работа по расширению газа в турбине значительно превышает потребную работу сжатия воздуха в компрессоре. Эта энергия преобразуется в сопле в кинетическую и обеспечивает ускорение газового потока при его прохождении через двигатель.

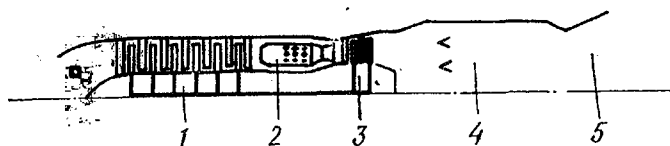
На базе узлов и агрегатов ТРД в настоящее время сконструированы и используются на самолетах газотурбинные двигатели различных подвидов.

### I.2.I. Турбореактивный двигатель с форсажной камерой (ТРДФ)

У ТРДФ (рис. I.7) в отличие от ТРД между турбиной и соплом находится форсажная камера сгорания (ФК), обеспечивающая повышение температуры газа перед соплом и увеличение скорости истечения. Устройство ФК несколько отличается от основных камер сгорания: На входе в ФК устанавливается спрямляющая решетка для выравнивания поля скоростей. Топливные форсунки устанавливаются на нескольких коллекторах. Для сокращения зоны горения устанавливаются кольцевые или радиальные стабилизаторы пламени V - образного сечения.

Применение ФК позволяет поднять стартовую тягу на 30-50% при сравнительно небольшом увеличении веса и улучшить взлетные характеристики. При этом из-за сжигания топлива в ФК при более низком давлении, чем в основной КС, процесс перехода выделяющегося тепла в работу проходит менее эффективно, высокие выходные скорости газов

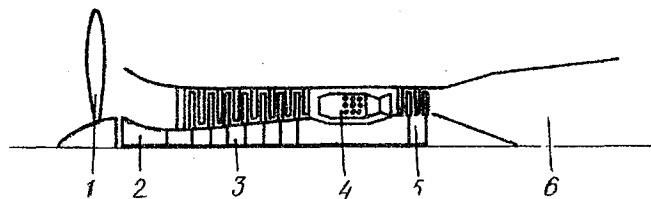




Р и с. 1.7. Турбореактивный двигатель с форсажной камерой (ТРДФ): 1 - компрессор, 2 - камера сгорания, 3 - турбина, 4 - форсажная камера, 5 - сопло

обуславливают менее совершенное использование получаемой работы для создания тяги. Все эти факторы сильно снижают экономичность ТРДФ на взлетном форсированном режиме. В настоящее время ФУК используют как средство улучшения таких летных качеств самолета, как максимальная скорость и высота полета, маневренность, поэтому ТРДФ является основным типом двигателя для самолетов с большими скоростями (3000 км/ч) на высотах 18-20 км. Полученное при таких скоростях большое входное сжатие обеспечивает удовлетворительную экономичность двигателя на форсажном режиме.

1.2.2. Турбовинтовые двигатели (ТВД), турбовальные двигатели (ТВАД) и двигатели со свободной турбиной. Рабочий процесс в этих двигателях сходен с процессом в ТРД. Отличие состоит в том, что в ТВД (рис.1.8) почти все расширение газа происходит в турбине и ее



Р и с. 1.8. Турбовинтовой двигатель: 1 - винт, 2 - редуктор, 3 - компрессор, 4 - камера сгорания, 5 - турбина, 6 - сопло

мощность более потребляется в самом двигателе (на привод компрессора и других агрегатов), избыток мощности передается на винт. Применение винта требует оснащения двигателя специальным мощным редуктором, значительно утяжеляющим двигатель. Экономически целесообразно применять ТВД на тяжелых самолетах, летающих на больших расстояниях со скоростями 600-700 км/ч.

На основе ТВД созданы двигатели, применяемые для других целей. Называются такие двигатели турбовальными (ТВАД). Они выпускаются без редуктора, их мощность развивается на выходном валу турбины; используются на вертолетах, где редуктор столь сложен, что является самостоятельным агрегатом и не включается в конструкцию двигателя.

В ТВД и ТВАД развивающая мощность турбина сидит на том же валу, что и компрессор, и обороты компрессора меняются в зависимости от полезной нагрузки — это ограничивает область применения таких двигателей. Для устранения недостатка разработаны двигатели с двумя валами, на одном из которых расположен компрессор со своей турбиной, а на другом — отдельная турбина, развивающая полезную мощность (свободная турбина). Двигатели со свободной турбиной — это ТРД, у которых выходное сопло заменено свободной турбиной. Такие двигатели широко используют в качестве приводов на станциях газоперекачки, пиковых электростанциях.

1.2.3. Двухконтурный турбореактивный двигатель (ТРДД). В нем проходящий воздух разделяется на два потока: внутренний, проходящий через турбокомпрессор, и внешний, проходящий через вентилятор, приводимый во вращение турбиной внутреннего контура. Истечение происходит либо через два сопла, либо газовые потоки соединяются за турбиной и вытекают через общее сопло. В ТРДД между контурами происходит обмен механической энергией, благодаря чему одна и та же работа цикла, создаваемая внутренним контуром, преобразуется в кинетическую энергию всей массы воздуха, проходящего через оба контура, обеспечивая меньшую скорость истечения. Это приводит к улучшению экономичности таких двигателей на дозвуковых скоростях, в основном, за счет уменьшения потерь, связанных с потерями кинетической энергии струи, покидающей двигатель. Уменьшение скорости истечения газа из ТРДД способствует снижению уровня шума. Указанные преимущества ТРДД обусловили их широкое применение на дозвуковых пассажирских самолетах.

1.2.4. Двухконтурный турбореактивный двигатель с форсажной камерой (ТРДФ). Для облегчения взлета увеличения максимальной скорости необходимо применить на ТРДД кратковременное форсирование тяги. В этом случае в ТРДД добавляется форсажная камера, которая обычно устанавливается после камеры смешения перед выходным соплом. В двигателях такого типа наружный контур, как и внутренний, начинает выполнять функцию реактивного двигателя, так как проходящий

через этот контур воздух участвует в преобразовании энергии топлива в кинетическую энергию выходящих газов.

ТРДФ обеспечивает получение кратковременных больших сверхзвуковых скоростей при включенной ФК и делает достаточно высокой экономичность на крейсерских режимах с выключенной форсажной камерой.

Необходимо отметить, что в настоящее время разрабатываемые двигатели различного целевого назначения в большинстве случаев выполнены по двухвальной или трехвальной двухконтурной схеме.

### 1.3. Системы двигателя

Для обеспечения совместной работы отдельных агрегатов запуска, поддержания режима и т.п. двигатель оборудуется рядом систем (смазки, регулирования, запуска и т.д.).

Система смазки должна осуществлять следующие основные функции:

- обеспечивать подачу масла ко всем трущимся элементам на всех режимах эксплуатации;

- отводить во внешнюю среду тепло, полученное маслом от трущихся элементов;

- удалять твердые частицы, образующиеся от износа трущихся деталей и разложения и закоксовки масла;

- сигнализировать о возможных дефектах в трущихся элементах.

Для выполнения всех функций в систему входят маслососы, маслорадиаторы, фильтры, воздухоотделители, различные клапаны и устройства контроля наличия стружки в масле.

Система регулирования выполняет следующие функции:

- управляет режимом работы двигателя;

- сохраняет режим или изменяет его по специальной программе в зависимости от изменения внешних условий;

- обеспечивает быстрый переход с одного режима работы на другой;

- исключает выход двигателя в зоны недопустимой работы.

В качестве рабочих элементов в систему регулирования входят регуляторы подачи топлива, регуляторы оборотов, температуры перед турбиной, давления топлива, автоматы приемистости и т.д.

Топливная система служит для подачи топлива к форсункам пусковых устройств, основной и форсажной камеры.

Система должна обеспечить:

- подачу топлива к форсункам с необходимым давлением и в нужных

количествах на любых режимах работы;

очистку топлива от загрязнений и хороший распыл в КС и ФК. Кроме этого, топливо очень часто используется для охлаждения масла с помощью ТМР (топливо-масляных радиаторов). В топливную систему входят различные насосы, форсунки и фильтры.

Система запуска должна обеспечить переход двигателя из нерабочего состояния на режим малого газа, на всех эксплуатационных режимах надежный и быстрый автоматический запуск как на земле, так и в полете и быть автономной. Система запуска включает в себя пусковое раскручивающее устройство (стартер), источник энергии для его питания, пусковую топливную систему и элементы, обеспечивающие начальное воспламенение топлива. В зависимости от типа и мощности ГТД на нем могут быть установлены воздушные, электрические или турбостартеры.

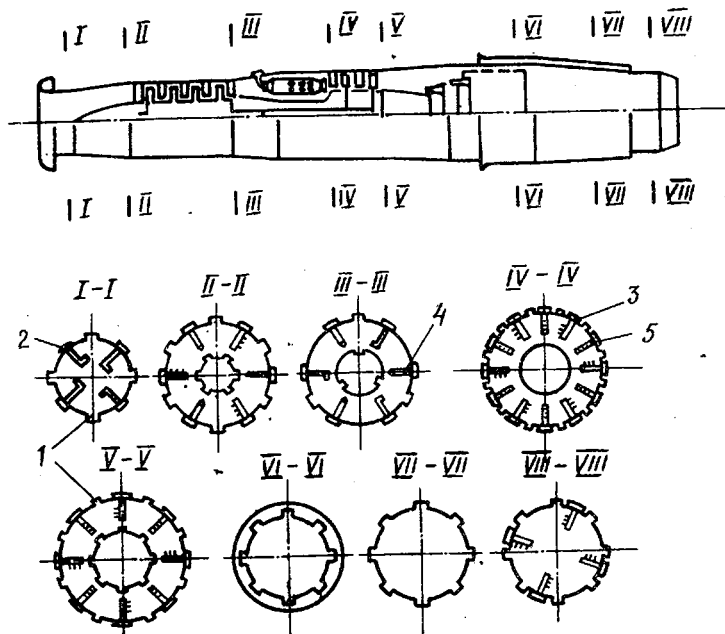
Также на двигателе имеется система противообледенения и противопожарная система, которая следит за температурой в двигателе и вокруг него и обеспечивает подачу в зоны пожара огнегасящих продуктов.

#### 1.4. П р е п а р и р о в а н и е д в и г а т е л я

Авиационный газотурбинный двигатель (ГТД) — один из наиболее сложных и ответственных элементов самолета. В процессе создания ГТД отдельные его узлы, агрегаты, а затем и двигатель в окончательной компоновке проходит цикл проверок на различных испытательных стендах. Перед сдачей на самолетный завод каждый серийный двигатель подвергается испытаниям по специальным программам. Цели и задачи испытаний на каждом этапе создания могут быть самые различные, но при любом испытании производится контроль параметров ГТД. Осуществляется он с помощью системы измерений (СИ), которой оснащены все испытательные стенды. Измерениям во время испытаний подлежат величины давлений и температур по газозвоздушному тракту ГТД, температурное состояние его узлов, частоты вращения роторов, угловые положения элементов системы регулирования и т.д. Естественно, что в зависимости от этапа доводки и вида испытаний количество точек измерения может быть самым различным, например, на серийном двигателе примерно 50...100, а в условиях исследовательских и доводочных испытаний — 400...1000.

Для проведения испытаний по оценке параметров двигатель проходит препарирование, т.е. он оснащается датчиковой аппаратурой.

Конкретные места установки датчиков, их количество, тип определяются видом испытания и указываются в схеме препарирования (рис. I.9), по которой проводят в дальнейшем необходимые конструктивные изменения узлов и агрегатов двигателя. Особое внимание уделяют выбору типов



Р и с. I.9. Схема препарирования двигателя: I - приемник статического давления, 2 - приемник полного давления, 3 - гребенка приемников полного давления, 4 - датчик температуры, 5 - гребенка датчиков температуры

и размещению датчиков. Они должны минимально загромождать проходные сечения газозадушного тракта с целью уменьшения их влияния на рабочий процесс ГТД.

При газодинамических исследованиях компрессоров и турбин определение неравномерности полей давления и измерение температур проводят с помощью специальных насадок (термо- и пневмогребенок). В последнее время при проведении измерений по газозадушному тракту

применяют комбинированные гребенки, совмещающие в каждой своей рабочей точке приемник давления и температуры. Комбинированные гребенки уменьшают загромождение тракта и повышают достоверность воспроизведения совмещенных характеристик полей давлений и температур.

Как видно из схемы препарирования, выбор мест установки датчиковой аппаратуры позволяет произвести оценку всех основных узлов ГТД, так как в качестве опорных выбраны входные и выходные сечения компрессора, камеры сгорания, турбины и т.д.

Примерный перечень параметров, измеряемых на ТРДД приведен в табл. I.I.

При проведении испытаний по доводке отдельных узлов двигателя (компрессора, турбины и т.д.) измерение полей давлений и температур производится за каждой ступенью лопаточной машины. Регламентированные обозначения параметров по сечениям, к сожалению, нет. Обычно по проточной части параметру присваивается буквенный индекс, соответствующий обозначению элемента конструкции двигателя, находящегося перед данным сечением, например:  $T_{кнд}^*$  - полная (заторможенная) температура воздуха за компрессором низкого давления,  $P_{кс}$  - статическое давление газов на выходе из камеры сгорания.

Т а б л и ц а I.I.

Основные измеряемые параметры трехвального ТРДД

Наименование параметра	Число точек измерения
Частота вращения роторов НД, СД, ВД, об/мин	3
Реактивная тяга, кгс	1
Расход топлива, кг/ч	3
Положение сектора газа, град	1
Положение створок регулируемого реактивного сопла, 1-град, 2 - площадь сопла	1
Давление барометрическое, мм рт.ст.	1
Статическое давление воздуха на входе в изделие в расходомерном коллекторе, кгс/см <sup>2</sup>	6
Полное давление воздуха на входе во входной направляющий аппарат (ВНА), кгс/см <sup>2</sup>	36
Полное давление воздуха на КНД в канале промежуточной опоры (внутренний контур), кгс/см <sup>2</sup>	15
Статическое давление воздуха в наружном контуре, кгс/см <sup>2</sup>	1
Полное давление воздуха за вентилятором в наружном контуре, кгс/см <sup>2</sup>	15

Наименование параметра	Число точек измерения
Полное давление воздуха за КСД в канале средней опоры (внутренний контур), кгс/см <sup>2</sup>	10
Полное давление воздуха за КВД, кгс/см <sup>2</sup>	9
Разряжение в испытательном боксе, кгс/см <sup>2</sup>	1
Полное давление за турбиной, кгс/см <sup>2</sup>	12
Давление топлива на входе в насос НД-32(25), кгс/см <sup>2</sup>	1
Давление топлива в I-м контуре ОКС, кгс/см <sup>2</sup>	1
Давление топлива перед форсунками V контура ОК, кгс/см <sup>2</sup>	1
Давление масла в нагнетающей магистрали, кгс/см <sup>2</sup>	1
Температура воздуха на входе в изделие, °C	6
Температура воздуха за КНД в канале промежуточной опоры (внутренний контур), °C	15
Температура воздуха за вентилятором в наружном контуре, °C	15
Температура воздуха за КСД в канале средней опоры (внутренний контур), °C	10
Температура воздуха за КВД, °C	9
Температура газа на входе в 4-й сопловый аппарат турбины, °C	30
Температура газа за турбиной, °C	6
Температура топлива на входе, °C	1
Температура масла на входе в двигатель, °C	1
"    "    на выходе из двигателя, °C	1
"    "    на выходе из опоры турбины, °C	1
Температура холодных спаев термомпар, °C	1
Влажность воздуха, отн.ед.	1

### I.5. Испытания ГТД

ГТД в процессе создания подвергается большому количеству различных испытаний. Испытания можно классифицировать по различным признакам (назначению, месту проведения, типу производства и т.д.). Наиболее часто испытания классифицируют по назначению

и делят на три группы: исследовательские, опытные и серийные (рис. I.10).

Исследовательские испытания могут проводиться как на полноразмерных двигателях и его отдельных узлах, так и на моделях. При исследовательских испытаниях оценивается влияние на ГТД различных внешних и внутренних факторов (окружающая температура, влажность, изменение к.п.д. узлов и т.д.); объем измерений велик, качество их очень высокое. По результатам исследований уточняются методы расчета, создаются новые расчетные соотношения. Для сокращения материальных и энергетических затрат большинство исследовательских испытаний стараются проводить на моделях.

Объем задач, решаемых во время исследовательских испытаний довольно велик. Приводим краткий перечень этих задач:

1. Исследование новых принципиальных схем двигателей и отдельных узлов, обеспечивающих получение необходимых внутренних термодинамических и эксплуатационных параметров.

2. Изучение рабочих процессов двигателей и влияние различных условий на эти процессы при испытаниях на открытых стендах.

3. Исследование процессов горения и воспламенения в камерах сгорания, повторного зажигания, форсажа, охлаждения стенок камер, изучение способов улучшения равномерности температурных полей, исследование методов устранения дымления и т.д.

4. Исследование новых видов топлива применительно к различным системам двигателей.

5. Исследование запасов устойчивой работы и прочности лопаток компрессоров ВРД с воздухозаборниками.

6. Проверка работы двигателя и его узлов в высотно-скоростных условиях.

7. Исследование влияния погодноклиматических условий на устойчивость работы двигателей совместно с воздухозаборниками.

8. Изучение устойчивой работы двигателей при наличии возмущений и турбулентности потока в воздухозаборнике при попадании на вход отработанных или пороховых газов.

9. Проверка запасов, несущей способности отдельных узлов изделий при действии статических и динамических нагрузок, уточнение методик расчетов и технических условий на разрабатываемый двигатель.

10. Исследование условий обеспечения совместной работы ВРД при интеграции двигателей разных видов, фюзеляжа, частей планера, воздухозаборника, крыльев при различных скоростях полета.

11. Исследование живучести конструкции основных и форсажных камер сгорания, корпусов, реактивного сопла и других узлов.





12. Изучение проблем применения и теплозащиты криогенных топлив в системах авиационных двигателей.

13. Отработка новых более совершенных средств измерения и конструктивных решений стендового оборудования.

14. Изучение работы топливной автоматики и систем питания на охлажденном, подогретом и загрязненном топливе.

15. Исследование работоспособности узлов двигателей систем в условиях теплового и гидродинамических ударов.

16. Выбор оптимальных способов управления соплом, перепускными клапанами, реверсом тяги и т.д.

17. Отработка систем автоматического управления стендами и процессами испытания.

18. Акустические исследования, включающие:

изучение процессов возникновения шумов в компрессорах, вентиляторах, турбинах, реактивных соплах;

разработку двигателей с малым уровнем шума;

изучение распространения шума в атмосфере;

изучение биологических проблем воздействия шума на человека и живую природу;

исследование шумопоглощающих материалов и другие задачи.

Наиболее разнообразный вид испытаний – опытный, когда проверяются опытные двигатели и проводится их доводка, т.е. в конструкцию двигателя вносятся изменения, позволяющие получить заявленные параметры (мощность, удельный расход и т.п.).

Доводочные испытания, при которых достигаются заявленные параметры и высокая надежность разносторонни и многочисленны по видам и зависят от типа двигателя и поставленных задач. Процесс доводки занимает 60–80% времени, необходимого для создания нового двигателя. В связи с этим оснащение предприятий высокоэффективными автоматизированными измерительно-обрабатывающими комплексами может существенно сократить сроки доводки.

Для доводочных испытаний изготавливают небольшую партию двигателей, на которых последовательно ведут отработку запуска, малого газа, основных режимов, производят оценку к.п.д. двигателя и узлов, надежности и ресурса. При доводочных испытаниях узлов и полноразмерного двигателя объем препарирования бывает максимальным.

Основной тип доводочных испытаний – испытание на обычном стенде с лемнискатным входом, обеспечивающим равномерную эпюру скоростей на входе. Условия работы двигателя стартовые ( $N = 0$ ,  $M = 0$ ). При этом снимаются дроссельные характеристики, определяются поля давле-

ний и температур, отрабатывается приемистость, измеряется температура отдельных узлов и элементов двигателя.

Специальным видом доводочных испытаний являются испытания с самолетным воздухозаборником, имеющим повороты, источники возбуждения потока. При этом на вход двигателя подается существенно неравномерный поток воздуха, ухудшается устойчивость работы компрессора. Из-за того, что воздухозаборники современных самолетов представляют достаточно сложное и габаритное инженерное сооружение, они не всегда могут быть установлены на стенде. В таких случаях стенд оборудуется специальными имитаторами входных возмущений (стойки, пластины), дающими на входе в двигатель необходимую неравномерность. Исходную эпюру скоростей при этом получают, продувая модели воздухозаборников в аэродинамических трубах. Естественно, при испытаниях с заборниками или их имитаторами особое внимание уделяют измерению входных параметров двигателя.

Полная имитация работы двигателя в полетных условиях достигается испытаниями в термобарокамерах (ТБК) — специальных стендовых комплексах, создающих на входе в двигатель и вокруг него практически натурные полетные условия. Имитация полетных условий позволяет решать в ТБК такие задачи, как:

снятие высотно-скоростных характеристик (ВСК) двигателя в широком диапазоне скоростей и высот полета;

отладку процессов горения КС и ФК в высотных условиях;

отладку высотного запуска, системы регулирования;

климатические испытания.

Однако, даже самые сложные виды наземных испытаний не могут заменить натурных летных испытаний. Такие испытания проводятся для каждого вновь создаваемого двигателя в два этапа: сначала на летающей лаборатории, где обычно ограничены высота и скорость полета, а затем на самолете, где двигатель в дальнейшем будет эксплуатироваться.

Не все приведенные в таблице испытания являются обязательными для всех видов двигателей. Определяющим является тип, назначение двигателя и его особенности.

Заключительный этап доводки — Государственные испытания. На них проверяется соответствие двигателя заявленным параметрам и определяется целесообразность его серийного производства.

**С е р и й н ы е** или заводские испытания проводятся на стендах завода-изготовителя и разделяются на три вида:

сдаточные, при которых производится приработка деталей двигателя, отлаживается запуск, производится отладка режимов работы

для получения характеристик, соответствующих техническим условиям, после сдаточного испытания двигатель разбирают, дефектируют, вновь собирают и отправляют на контрольные испытания;

контрольные - для проверки качества переборки, окончательной доналадки, снятия дроссельной характеристики и предъявления заказчику. После контрольного испытания, которое проходит каждый выпускаемый заводом двигатель, он консервируется, упаковывается и отправляется заказчику;

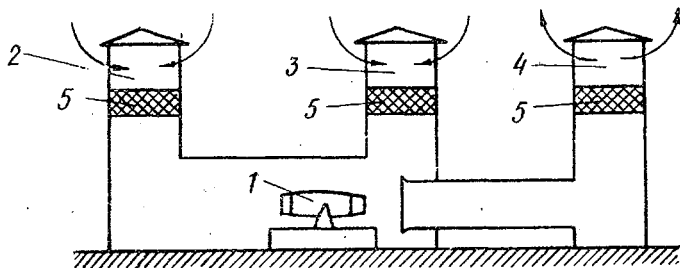
длительные - проводятся для вновь созданных и серийных двигателей с целью проверки надежности, определения ресурса, уточнения перечня необходимых регламентных работ. Для сокращения срока иногда заменяются эквивалентными, при которых двигатель работает более короткое время, но на повышенных режимах.

**1.5.1. Испытательные стенды** ГТД испытывают на испытательных станциях - комплексе специальных помещений и систем, обеспечивающих работу двигателя в заданных условиях на необходимых режимах.

В состав комплексов должны входить боксы, элементы шумоглушения воздухозаборные устройства, кабины управления, приборно-измерительные службы, технологические и бытовые помещения.

Функционально перечисленные помещения могут быть объединены.

**Б о к с** (рис.1.11) - помещение, в котором устанавливается испытуемый двигатель, расположены устройства шумоглушения, подогрева воздуха, устройство измерения тяги.



Р и с. 1.11. Испытательный бокс: 1 - испытываемый двигатель, 2 - всасывающая шахта, 3 - шахта подсоса эжектируемого воздуха, 4 - выходное устройство, 5 - шумопоглотители

Расположение входных и выходных шахт может быть различным (горизонтальное, вертикальное). Геометрические размеры входных, выходных устройств и самого бокса определяются расходом воздуха через двигатель. Компоновка бокса (см. рис. I, II) в настоящее время считается оптимальной, так как подводимый через дополнительную шахту воздух в районе эжектора уменьшает скорость воздуха, обтекающего двигатель, и практически исключает погрешность измерения тяги, вызванную аэродинамической силой.

**Каби́на управле́ния** - помещение, в котором размещается обслуживающий персонал, органы управления двигателем и системами стенда, а также комплекс контрольно-измерительной аппаратуры. Кабина управления обычно рассчитана на обслуживание двух испытательных боксов.

**Приборно - измерительные службы** испытательных станций до середины 70-х годов размещались преимущественно в кабинах управления и включали комплекс приборов визуального контроля (манометры, указатели тяги, оборотов и т.п.) и полуавтоматические регистраторы (самопишущие приборы типа ЭПП, ЭМП и групповые регистрирующие манометры ГРМ-2). Для регистрации быстропеременных процессов применялись осциллографы.

С увеличением количества точек измерения, ростом требований по точности и скорости обработки и в связи с необходимостью получения расчетных значений параметров в темпе проведения эксперимента испытательные станции начали оснащаться регистрирующе-обрабатывающими комплексами на базе ЭВМ. Такие комплексы располагаются в специальных помещениях, могут обслуживать одновременно несколько испытательных стендов. В кабинах управления в этих случаях размещаются устройства связи с объектом (нормализаторы, преобразователи, согласующие устройства, устройства передачи данных) и устройства отображения и документирования.

**Технологические помещения** предназначены для размещения топливной и масляной систем стенда, гидросистемы и других вспомогательных систем обеспечения работы ГТД по заданной программе.

**1.5.2. Испытательные станки.** Испытательные станки предназначены для крепления двигателя на стенде. Применяют два вида станков: нежесткие и жесткие. Жесткие не обеспечивают непосредственного измерения силы тяги, которую в этом случае можно определить только косвенным газодинамическим способом. Наиболее распространены станки нежесткие, оборудованные тягоизмерительными устройствами (ТИУ). К

ТИУ предъявляются следующие основные требования:

высокая точность измерения усилий  $R$  (не хуже 0,5% от  $R_{\max}$ ) в широком диапазоне ( $R_{\max}/R_{\min} = 15\dots 25$ );

отсутствие нагрузок на испытательный двигатель;

обеспечение измерений знакопеременных усилий тяги в случаях испытаний двигателей с реверсом;

высокая временная стабильность;

удобство эксплуатации.

Платформа ТИУ обычно подвешивается на упругих лентах, а само ТИУ оснащается градуировочным устройством, имитирующим усилие, прилагаемое двигателем при работе к измерителю усилия.

Градуировочное устройство может применяться и для создания предварительной нагрузки в системе передачи усилий. Эта предварительная нагрузка устраняет люфты в соединениях и повышает точность измерения тяги.

Так как тяга является одним из основных показателей ГТД, ТИУ проходят специальную аттестацию перед проведением Государственных испытаний и по графикам годовых проверок. При этом оцениваются погрешности измеряющих и регистрирующих приборов, силовых передающих элементов стенда, влияние маятникового эффекта, порог чувствительности и другие метрологические характеристики, определяющие суммарную погрешность измерения тяги.

В последнее время при применении в качестве рабочих датчиков тензорезисторных приборов ТВС класса 0,1 возникла проблема оснащения ТИУ особо точными средствами градуировки.

При необходимости получения величины тяги на жестких стендах оценка производится расчетным путем по формуле

$$R_{np} = \frac{1,033}{P_0} P_5 \cdot F_5 \left\{ \frac{2K}{K-1} \left[ \left( \frac{P_5^*}{P_5} \right)^{\frac{K-1}{K}} - 1 \right] + \left( 1 - \frac{P_0}{P_5} \right) \right\},$$

где  $R_{np}$  - приведенная к САУ тяга;

$P_5, P_5^*$  - среднее значение статического и полного давления на срезе сопла;

$F_5$  - действительная площадь выходного сечения сопла при данной выходной температуре газов;

$P_0$  - статическое давление воздуха в боксе;

$K$  - показатель адиабаты, зависящий от состава газов и температуры.

Погрешность оценки тяги этим методом составляет 2-3%.

1.5.3. Расходомеры. Для оценки экономичности двигателя помимо тяги при испытаниях необходимо измерять расход топлива. Наиболее распространены на стендах объемные автоматизированные расходомеры, принцип работы которых основан на измерении времени вытекания известного объема топлива.

$$Q = \frac{V}{\tau},$$

где  $V$  - мерный объем;  
 $\tau$  - время истечения мерного объема;  
 $Q$  - объемный расход топлива.

Для измерения расхода на различных режимах мерный объем должен иметь несколько дискретных значений, а время истечения обычно выбирается не менее 40 с.

Объемный расходомер обеспечивает удовлетворительную точность ( $\pm 0,5\%$ ), но имеет ряд недостатков, таких как:

- трудность стыковки с автоматическими средствами регистрации;
- невозможность измерения мгновенных расходов;
- большие инженерные трудности в создании расходомеров для расходов топлива свыше 30000 л/ч и для работы на высоких давлениях;
- необходимость измерения плотности топлива.

Многие из этих недостатков можно устранить, используя в качестве измерителя расхода датчики турбинного типа ТДР. Они выпускаются на различные диапазоны, и при параллельном включении нескольких ТДР может быть обеспечено измерение расхода с погрешностью не более 0,5% во всем диапазоне работы двигателя.

Формула расчета расхода топлива через ТДР имеет вид

$$Q = (a + b f),$$

где  $a, b$  - постоянные коэффициенты, определяемые при градуировках датчиков;  
 $f$  - выходная частота.

Измерение плотности топлива на стендах в процессе работы в последнее время ведется косвенным методом:

$$\rho_t = \rho_{t_0} + \alpha \Delta t,$$

где  $\rho_{t_0}$  - плотность данного сорта топлива, измеренная в лаборатории при температуре  $t_0$ ;

$\alpha$  - коэффициент изменения плотности данного сорта топлива на  $1^\circ\text{C}$  (табличная величина) в рабочем диапазоне температур;

$\Delta t = t - t_0$  - отличие температуры топлива от  $t_0$  на расходомерном участке.

Таким образом, измеряя температуру в расходомерном участке и определяя  $\rho_t$ , можно рассчитывать массовый расход  $G_T = Q \rho_{T_0}$ .

## 2. ЗАДАЧИ ИСПЫТАНИЙ, РЕШАЕМЫЕ АСНИ-ГТД

Все задачи, решение которых при проведении испытаний осуществляется с использованием АСНИ-ГТД, можно разделить на две группы в зависимости от того, используется ли для сбора и обработки информации режим реального времени или пакетный. Режим реального времени характеризуется минимальным временем реакции ЭВМ (например, секунды). Однако при некоторых видах испытаний формирование результатов обработки может потребовать и большего периода времени (минут и даже десятков минут). Тем не менее, можно считать, что и в этом случае система работает в реальном масштабе времени (в частности, если имеются элементы диалога между ЭВМ и оператором). В зарубежной литературе этот режим получил название *on-line*. Характерной его особенностью является наличие физических и программно-логических связей между ЭВМ и УСО. Задачи, решаемые в реальном масштабе времени, нередко называют экспресс-анализом.

П а к е т н ы й режим обработки информации в АСНИ-ГТД характеризуется автономным сбором информации с регистрацией ее на носителе и последующей полной обработкой. Этот режим применяется для решения тех задач, которые не требуют немедленного ответа в ход испытаний. В противоположность *on-line* его называют *off-line*.

К задачам экспресс-анализа обычно относят:

- контроль процесса запуска двигателя;
- обработку данных при испытаниях на приемистость и сброс газа;
- снятие дроссельных характеристик;
- расчет температуры газов перед турбиной;
- расчет расхода воздуха через компрессор;
- расчет термогазодинамических характеристик компрессора.

При полной послеиспытательной обработке перечень решаемых задач многообразнее, и определяется он как спецификой изделий, испытаний, так и методологией исследований, принятой в той или иной организации. В качестве примера можно назвать такие задачи как:

уточненный расчет коэффициентов полезного действия компрессора и турбины;

расчет запасов газодинамической устойчивости при забросе топлива в основной камере сгорания;

расчет осевых сил;

уточненные расчеты расходов воздуха через компрессор;



контрольный расчет двигателя на основании материалов испытания;  
расчет параметров неоднородности потока на входе;  
построение графиков дроссельных характеристик;  
построение графиков полей температур;  
построение графиков давлений, температур и к.п.д. по высоте

тракта.

Кроме перечисленных на АСНИ-ГТД могут возлагаться задачи автоматизированного управления отдельными агрегатами двигателя и стенда и всем процессом испытания в целом.

Для решения задач полной обработки требуется регистрация значительно большего объема данных, чем при экспресс-обработке. Общее число измеряемых параметров может достигать  $(1...2) \cdot 10^5$ . На время решения задач экспресс-анализа накладываются достаточно жесткие временные ограничения. Выдержка двигателя на заданном режиме, обеспечивающая стабилизацию его параметров, составляет 5-10 мин. Система автоматизации должна позволять производить замеры с таким же периодом. Делать замеры чаще нецелесообразно, так как будут измеряться неустановившиеся значения параметров. Увеличивать же интервал между замерами из-за неготовности ИВК невыгодно с экономической точки зрения. Таким образом, весь цикл операций, включающих сбор, обработку данных и печать протокола по продолжительности не должен превышать заданного времени установления режима.

## 2.1. Контроль процесса запуска двигателя

Замер параметров двигателя в процессе запуска осуществляется с целью контроля за работой агрегатов и отработки системы запуска.

Режим запуска изделия накладывает специфические требования на систему автоматизации испытаний ГТД. Это:

постоянный циклический опрос параметров запуска, регистрация команд, выдача таблиц в координатах время-параметр, построение совмещенных графиков изменения параметров во времени и зависимостей параметр от параметра (параметрические графики).

В начальный период всех видов стендовых испытаний система автоматизации должна обеспечивать опрос и регистрацию параметров (табл. 2.1).

Т а б л и ц а 2.1

Параметры, замеряемые в процессе запуска двигателя

Наименование параметров	Диапазон измерения	Погрешн. не более	Кол-во точек
Обороты ротора ВД, об/мин	500...7500	$\pm 0,5\%$	I
Обороты ротора СД, об/мин	300...4000	$\pm 0,5\%$	I
Обороты ротора НД, об/мин	200...2000	$\pm 0,5\%$	I
Давление топлива перед пусковыми форсунками, ати	(0...15)	$\pm 2\%$	I
Давление топлива перед основными форсунками 1-го контура, ати	(0...15)	$\pm 2\%$	I
Давление топлива перед основными форсунками 2-го контура, ати	(0...6)	$\pm 2\%$	I
Давление топлива за насосом, ати	(0...25)	$\pm 2\%$	I
Давление воздуха за компрессором ВД (среднее), ати	(0...6)	$\pm 2\%$	I
Давление воздуха за компрессором СД, ати	(0...1)	$\pm 0,1$	I
Давление воздуха на подводе к автомату запуска, ати	(0...1,5)	$\pm 0,1$	I
Давление воздуха за заслонкой стартера, ати	(0...4)	$\pm 2\%$	I
Давление воздуха на подводе к стартеру, ати	(0...6)	$\pm 2\%$	I
Давление масла на входе в изделие, ати	(0...4)	$\pm 2\%$	I
Расход топлива через изделие, кг/ч	300...1300	$\pm 30$	I
Температура газов перед 4-м основным сопловым аппаратом (СА), °C	50...500	$\pm 20^{\circ}\text{C}$	30
Температура воздуха на подводе к стартеру, °C	(20...250)	$\pm 20^{\circ}\text{C}$	I
Команда на включение электромагнита стартера			I
Команда на включение контактора управления нагревательными элементами воспламенителей			I
Команда на включение электромагнита клапана пускового топлива (импульсного)			I
Команда на включение электромагнита клапана пускового топлива (запорного)			I
Температура газов перед 1-м СА, °C	(200...1000)	$\pm 30^{\circ}\text{C}$	9
- " - - " 2-м СА, °C	(200...800)	$\pm 30^{\circ}\text{C}$	4
- " - - " 3-м СА, °C	(200...800)	$\pm 30^{\circ}\text{C}$	4

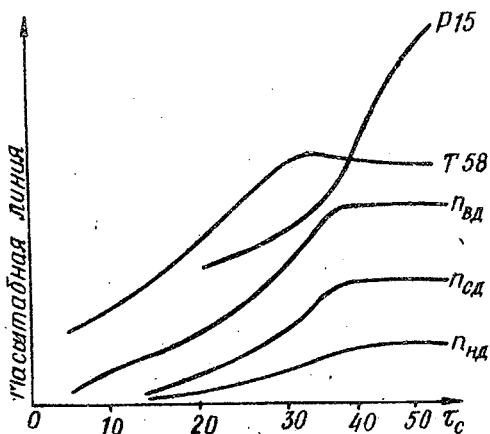
При проведении специальных испытаний по контролю запуска объем параметров может быть увеличен.

Система обеспечивает одновременный опрос и регистрацию параметров с началом отсчета по времени от момента нажатия на кнопку запуска в течение 80...100 с.

Опрос параметров, контролируемых в процессе запуска, должен осуществляться с частотой не менее 1 Гц.

Система должна обеспечивать выдачу результатов замера по 3-4-м заранее заданным параметрам в виде таблиц время-параметр в течение 5 мин после окончания запуска. Результаты замера полного объема параметров запуска должны выдаваться в виде таблиц время-параметр по специальному требованию. Ориентировочно вид графического документа показан на рис. 2.1.

Система автоматизации должна обеспечивать возможность выдачи по специальному требованию совмещенных графиков параметров по различным запускам двигателя, а также совмещенных параметрических графиков.



Р и с. 2.1. Графики изменения параметров двигателя в процессе запуска

## 2.2. Измерение параметров при приемистостях и сбросах газа

В процессе длительных испытаний двигателей проводятся пробы приемистостей (переход с режима пониженной тяги на режим повышенной тяги при резком изменении расхода топлива) и сброса газа (процесс резкого уменьшения тяги).

Программами длительных испытаний двигателей обычно предусмат-

ривается несколько разновидностей приемистостей, каждая из которых отличается сочетаниями исходного (пониженного) и конечного (повышенного) режимов. (табл. 2.2). Возможны и другие сочетания режимов.

Т а б л и ц а 2.2

Исходный режим	Конечный режим
Малый газ	Взлетный с форсажом
Малый газ	Максимальный бесфорсажный
0,4 номинального бесфорсажный	Максимальный бесфорсажный
Максимальный бесфорсажный	Взлетный с форсажом

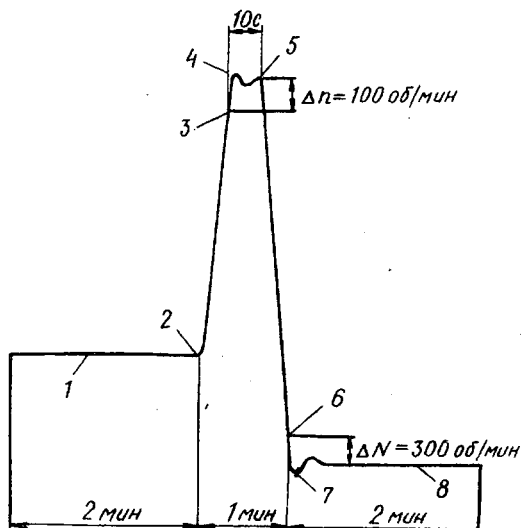
Все сбросы газа производятся с конечного режима, на который двигатель вышел при приемистости, до малого газа.

Отличительным признаком приемистости или сброса газа является быстрое, за 1-2 с перемещение РУД. Началом любой приемистости или сброса газа считается момент страгивания рычага управления изделием. Концом приемистости считается: для приемистостей до максимального бесфорсажного режима момент достижения ротором каскада низкого давления оборотов на 100 об/мин меньших, чем обороты максимального бесфорсажного режима; для приемистостей до взлетного режима с форсажом - момент времени достижения регулируемым соплом площади, соответствующей взлетному режиму с форсажом, - 1,5 с. Концом сброса считается момент достижения ротором каскада низкого давления оборотов, на 300 об/мин больших, чем обороты режима малого газа.

График выполнения переменного режима (приемистость и сброс газа) представлен на рис. 2.2.

Для автоматизации процесса измерения параметров изделий при длительных испытаниях необходимо вести автоматическую регистрацию параметров переменных режимов (приемистостей и сбросов газа) и выдавать на печать результаты измерения. Кроме того, желателен допусковый контроль за параметрами приемистости и сброса газа и выдача сигнала в случае, если какой-либо из параметров выйдет из норм ТУ.

Опрос и регистрация параметров приемистости и сброса газа должен начинаться за 1-2 с до начала приемистости и заканчиваться через 10 с после окончания сброса с интервалов времени между замерами.



Р и с. 2.2. Временная диаграмма выполнения переменного бесфорсажного режима: 1 - установившиеся обороты исходного режима, 2 - начало приемистости, 3 - конец приемистости, 4 - максимальные обороты при приемистости, 5 - установившиеся обороты конечного режима, 6 - конец сброса газа, 7 - минимальные обороты, 8 - обороты малого газа

Количество параметров, регистрируемых и выдаваемых на печать при испытаниях на приемистость и сброс газа сравнительно невелико.

При испытаниях на приемистость регистрируемые параметры следующие:

- обороты ротора каскадов низкого, среднего и высокого давлений;
- температура газов перед 4-м СА;
- время перемещения рычага управления двигателем;
- время приемистости;
- максимальные обороты роторов каскадов низкого, среднего и высокого давлений;
- максимальная температура перед 4-м СА;
- максимальное давление топлива перед форсунками основной камеры сгорания (по контурам);
- максимальное давление топлива по контурам форсажной камеры;
- положение створок реактивного сопла;

давление воздуха за компрессором высокого давления.

При сбросах газа необходимо выдавать протокол по следующим параметрам:

время перемещения рычага управления двигателем из положения, соответствующего конечному режиму в положение "малый газ";

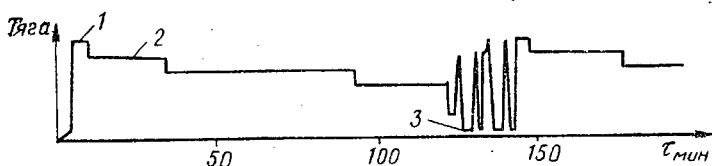
время сброса газа;

минимальные обороты ротора каскада низкого давления;

установившиеся обороты каскада низкого давления;

температура газов перед 4-м СА на малом газе;

диапазоны изменения основных параметров, контролируемых при приемистостях и сбросах газа, а также требуемая точность приведены в табл. 2.3. Примерная циклограмма выполнения переменных режимов в процессе длительных испытаний приведена на рис. 2.3.



Р и с. 2.3. Отрезок циклограммы длительных испытаний: 1 - режим взлетный с форсажом, 2 - режим максимальной тяги, 3 - режим малого газа

Т а б л и ц а 2.3

Диапазоны изменения параметров и требуемая точность измерения

наименование параметров	диапазон измерения	Требуемая точность
Число оборотов роторов, об/мин:		
каскада низкого давления	1800...5500	$\pm 0,5\%$
каскада среднего давления	5000...8500	$\pm 0,5\%$
каскада высокого давления	8000...10500	$\pm 0,5\%$
Время, с:		
перемещения РУД	1...2	$\pm 0,1\%$
приемистости	6...30	$\pm 0,1\%$
сброса газа	6...30	$\pm 0,1\%$
Давление топлива перед форсунками I контура основной камеры сгорания, кгс/см <sup>2</sup>	0...85	$\pm 1\%$
Давление топлива во II контуре форсунок форсажной камеры, кгс/см <sup>2</sup>	0...45	$\pm 1\%$
Температура газов перед 4-м СА, °C	250...900	$\pm 1\%$

### 2.3. Оценка основных термогазодинамических характеристик ГТД

При расчете средних давлений и температур на входе в двигатель и по сечениям компрессора используют следующие исходные данные:

$P_H, P_H$  - давление окружающего воздуха, кгс/см<sup>2</sup> и мм.рт.ст. соответственно;

$\Delta P_{\delta}$  - разрежение в боксе, кгс/см<sup>2</sup>;

$\sigma_{им}$  - коэффициент восстановления полного давления на имитаторах (сетки, интерцепторы, воздухозаборник);

$\sigma_{мерн}$  - коэффициент восстановления полного давления в боксе и защитной сетке;

$P_{стм}$  - статическое давление в мерном коллекторе, кгс/см<sup>2</sup>;

$t_H, t_H^*$  - температура окружающего воздуха и на входе в изделие, °С.

Полное давление на входе в двигатель  $P_{вх}^*$  может измеряться непосредственно или определяться расчетным путем.

При непосредственном замере

$$P_{вх}^* = P_H + \Delta P_{вх ср}^*$$

где

$$P_H = P_H \frac{1033}{760}; \quad \Delta P_{вх ср}^* = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \Delta P_{вх i}^*$$

$\Delta P_{вх i}^*$  - результат измерения давления  $i$ -м датчиком,

$n$  - количество датчиков на входе в изделие.

При отсутствии непосредственного замера

$$P_{вх}^* = (P_H - \Delta P_{\delta}) \sigma_{вх},$$

где  $\sigma_{вх} = \sigma_{им} \sigma_{мерн}$ ,

$$\sigma_{им} = 1 - a \left| \frac{\Delta P_{ст ср}}{P_H} \right| - b \left[ \frac{\Delta P_{ст ср}}{P_H} \right]^2,$$

$$\sigma_{мерн} = 1 - c \left| \frac{\Delta P_{ст ср}}{P_H} \right| - d \left[ \frac{\Delta P_{ст ср}}{P_H} \right]^2,$$

$$\Delta P_{ст ср} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \Delta P_{ст i};$$

$\Delta P_{ст i}$  - результат измерения давления  $i$ -м датчиком.

Коэффициенты  $a, b, c, d$  определяются по результатам предыдущего эксперимента для каждой компоновки воздухозаборника и стэнда и задаются в исходных данных.

Для измерения избыточного давления в сечениях компрессора используются многоточечные пневматические гребенки, при этом в одном сечении может быть установлено несколько гребенок.

Среднее давление (полное и статическое) по сечению компрессора составляет

$$\Delta P_{cpj} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \Delta P_{ij},$$

где  $\Delta P_{ij}$  - результат измерения давления  $i$ -м датчиком в  $j$ -м сечении;

$n$  - количество датчиков в данном сечении.

Абсолютная величина давления определяется следующим образом:

$$P_j^* = \Delta P_{cpj} + P_H.$$

Температура измеряется многоточечными гребенками с термопарами или терморезисторами. Среднее значение температуры в  $j$ -м сечении компрессора определяется

$$\Delta t_{cpj}^* = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n t_{ij},$$

где  $t_{ij}$  - результат измерения температуры  $i$ -м датчиком в  $j$ -м сечении;

$n$  - количество датчиков в  $j$ -м сечении.

При этом все значения  $t_i$  проходят допусковый контроль и при необходимости отбраковываются.

Средняя абсолютная температура торможения в  $j$ -м сечении

$$T_j^* = \Delta t_{cpj}^* + 273,16 + \Delta t_1 + \Delta t_{2j},$$

где  $\Delta t_1$  - поправка, учитывающая погрешность метода осреднения (для выбранного метода  $\Delta t_1 = 0$ );

$\Delta t_{2j}$  - поправка, учитывающая коэффициент восстановления термопары. Величины  $\Delta t_{2j}$  зависят от температуры воздуха, от конструкции гребенок и определяются экспериментальным путем.

Величины поправок составляют 0...1,5°C.

Реактивная тяга вычисляется по формуле

$$R_{изм} = \Delta R C_N (N_i - N_0), \quad R_{пр} = R_{изм} \frac{1,033}{P_{вх}^*} \bar{R},$$

где  $R_{изм}$   $R_{пр}$  - измеренная и приведенная в САУ тяга, соответственно,

$C_N$  - цена условной шкалы вторичного прибора, кгс/деление,

$N_i, N_0$  - показания вторичного прибора для измерения тяги под нагрузкой и при отсутствии нагрузки, соответственно,

$P_{вх}^*$  - давление воздуха на входе в изделие, кгс/см<sup>2</sup>,

$\bar{R}$  - поправочный коэффициент к формулам приведения, зависящий от температуры воздуха на входе в изделие,



$\Delta R$  - поправка тяги, измеряемой на конкретном стенде, кгс.

Часовой и удельный расходы топлива являются одними из наиболее важных показателей, характеризующих ГТД. Для их расчета используются следующие исходные данные:

- $T_{\beta x}^*$  - температура на входе в изделие, К,
- $P_{\beta x}^*$  - давление воздуха на входе в изделие, кгс/см<sup>2</sup>,
- $R_{np}$  - реактивная тяга, приведенная к САУ, кгс,
- $V$  - мерный объем штихпробера, дм<sup>3</sup>,
- $\rho_{T_0}$  - плотность топлива; кг/см<sup>3</sup>,
- $\tau$  - время расходования мерного объема, с,
- $\varphi$  - влагосодержание (относительное),

$\bar{M}_{T_0}, \bar{M}_{T_0 d}$  - поправочные коэффициенты к формулам подобия.

Часовой расход топлива на форсированных режимах, измеренный объемным способом, подсчитывается по формуле

$$M_{T_0 \text{ изм}} = \frac{V \rho_{T_0} 3600}{\tau} .$$

Часовой расход топлива на форсированных режимах измеряется двумя последовательно установленными расходомерами типа ТДР. Расчет выполняется следующим образом:

определяется средний секундный объемный расход топлива

$$q_{cp} = \frac{q_1 + q_2}{2} ;$$

определяется измеренный часовой расход топлива

$$M_{T_0 \text{ изм}} = q_{cp} \rho_{T_0} 3600 .$$

Приведение расхода к САУ производится по формуле

$$M_{T_0 \text{ пр}} = M_{T_0 \text{ изм}} \frac{1,033}{P_{\beta x}^*} \sqrt{\frac{288,16}{T_{\beta x}^*}} \bar{M}_{T_0} \bar{M}_{T_0 d} .$$

Удельный расход топлива  $C_R$ , приведенный к САУ, это отношение величин  $M_{T_0 \text{ пр}}$  к  $R_{np}$ :

$$C_{R \text{ пр}} = \frac{M_{T_0 \text{ пр}}}{R_{np}} .$$

Частоты вращения роторов измеряются непосредственно и приводятся к САУ по формуле

$$n_{пр i} = n_i \sqrt{\frac{288,16}{T_{\beta x}^*}} \bar{n}_i \bar{n}_{i d} ,$$

где  $n_i$  - частота вращения ротора  $i$ -го каскада, об/мин,

$T_{\beta x}^*$  - температура воздуха на входе в изделие,

$\bar{n}_i, \bar{n}_{i d}$  - поправочные коэффициенты к формулам подобия.

Для расчета степеней повышения давления должны быть известны следующие результаты измерений и исходные данные:

$P_H$  - давление окружающего воздуха, кгс/см<sup>2</sup>,

$P_{\delta x}^*$  - давление воздуха на входе в изделие, кгс/см<sup>2</sup>,  
 $\Delta P_{\delta cm}^*, \Delta P_{\delta}^*, \Delta P_{\kappa}^*$  - величины избыточных давлений за вентилятором (статическое и полное), за компрессором, кгс/см<sup>2</sup>,  
 $P_{j-1}^*, P_j^*$  - полное абсолютное значение измеренного давления на входе и выходе анализируемого каскада, соответственно, кгс/см<sup>2</sup>,  
 $\sigma_{j-1}, \sigma_j$  - коэффициенты восстановления полного давления в направляющих аппаратах на входе и выходе анализируемого каскада, соответственно.

Степень повышения давления (статического и полного) за вентилятором  $\pi_{\delta cm}^*$ ,  $\pi_{\delta}^*$  определяется следующим образом:

$$\pi_{\delta cm}^* = \frac{\Delta P_{\delta cm}^* + P_H}{P_{\delta x}^*}, \quad \pi_{\delta}^* = \frac{\Delta P_{\delta}^* + P_H}{P_{\delta x}^*}.$$

Степень повышения давления за компрессором  $\pi_{\kappa \Sigma}^*$  как

$$\pi_{\kappa \Sigma}^* = \frac{\Delta P_{\kappa}^* + P_H}{P_{\delta x}^*}.$$

Степень повышения давления по каскадам компрессора  $\pi_{\kappa j}^* = \frac{P_j^* \sigma_j}{P_{j-1}^* \sigma_{j-1}}$ .

Для расчета суммарного к.п.д. компрессора в целом и к.п.д.

его каскадов необходимы следующие данные:

- $P_{\delta x}^*$  - давление воздуха на входе в изделие, кгс/см<sup>2</sup>,
- $T_{\delta x}^*$  - температура воздуха на входе в изделие,
- $P_{\kappa}^*$  - полное давление воздуха за компрессором, кгс/см<sup>2</sup>,
- $T_{\kappa}^*$  - температура воздуха за компрессором,
- $\sigma_{\kappa}$  - коэффициент восстановления полного давления в выходном направляющем аппарате компрессора.

Суммарный к.п.д. компрессора рассчитывается таким образом:

определяется степень повышения полного давления во внутреннем

контуре:  $\pi_{\kappa \Sigma}^* = P_{\kappa}^* \sigma_{\kappa} / P_{\delta x}^*$ ;

определяется относительное адиабатическое давление

$$\pi_{\kappa \Sigma ad}^* (T) = \pi_{\delta x}^* (T^*) \pi_{\kappa \Sigma}^*,$$

где  $\pi_{\delta x}^* (T^*)$  определяется через  $T_{\delta x}^*$  с помощью аппроксимирующей зависимости  $\pi = f(T/\alpha)$ , для  $\alpha = \infty$

$$\lg \pi = 3,5366 \lg T + 0,120334 + T \left\{ -0,19719 + T \left[ 0,086234 + T \left( -0,97709 \cdot 10^{-2} + T \cdot 0,39248 \cdot 10^{-3} \right) \right] \right\} \quad (2.1)$$

По  $\pi_{\kappa \Sigma ad}^*$  определяется  $i_{\kappa \Sigma ad}^*$ , по формулам

$$T = \pi^{0,274} \left[ 1 + 0,02069 \lg \pi + 0,02337 (\lg \pi)^2 - 0,02742 (\lg \pi)^3 + 0,006468 (\lg \pi)^4 - 0,5077 \cdot 10^{-3} (\lg \pi)^5 \right] \quad (2.2)$$

$$i = T \left[ 0,24242 - 0,24746 \cdot 10^{-2} \left( \frac{T}{100} \right) + 0,52835 \cdot 10^{-3} \left( \frac{T}{100} \right)^2 - 0,24661 \cdot 10^{-4} \left( \frac{T}{100} \right)^3 + 0,3869 \cdot 10^{-6} \left( \frac{T}{100} \right)^4 \right] \quad (2.3)$$

Адиабатический теплоперепад  $\Delta i_{\kappa\Sigma ad}^* = i_{\kappa\Sigma ad}^* - i_{\text{вх}}^*$ ,  
 где  $i_{\text{вх}}^*$  определяется через  $T_{\text{вх}}^*$  с использованием аппроксимирующей зависимости  $i^* = f(T, \alpha)$ , для  $\alpha = \infty$  по формуле (2.3).

Эффективный теплоперепад  $\Delta i_{\kappa\Sigma \text{эфф}}^* = i_{\kappa}^* - i_{\text{вх}}^*$ ,  
 где  $i_{\kappa}^*$  определяется через  $T_{\kappa}^*$  по формуле (2.3)

Суммарный к.п.д. компрессора  $\eta_{\kappa\Sigma}^* = \Delta i_{\kappa\Sigma ad}^* / \Delta i_{\kappa\Sigma \text{эфф}}^*$ .

Коэффициент полезного действия компрессора по каскадам определяется аналогичным образом

$$\eta_{\kappa j}^* = \frac{i_{\kappa ad j}^* - i_{j-1}^*}{i_{\kappa j}^* - i_{j-1}^*},$$

где  $i_{\kappa ad j}^*$  - полная адиабатная энтальпия газа на выходе каскада  $j$

$i_{\kappa j}^*$  - полная энтальпия газа на выходе каскада  $j$ ,

$i_{j-1}^*$  - полная энтальпия газа на входе каскада  $j$ .

Значения энтальпий рассчитываются через температуры газа на входе  $T_{j-1}^*$  и выходе  $T_j^*$  каскада компрессора по формуле (2.3).

Приведенная температура по каскадам компрессора  $T_{jnp}^*$  рассчитывается на основе следующих данных:  $\pi_{\kappa j}^*$  - степень повышения давления компрессора анализируемого каскада,  $\eta_{\kappa j}^*$  - к.п.д. компрессора анализируемого каскада,  $T_{\text{вх.пр}}^*$  - температура на входе в изделие.

$T_{jnp}^*$  определяется через  $T_{\text{вх.пр}}^*$  с помощью аппроксимирующей зависимости  $T_{jnp}^* = f(i_{jnp}^*)$  по формуле

$$T^* = i \left[ 4,17806 + 0,73877 \cdot 10^{-1} \left( \frac{i}{100} \right) - 0,97119 \cdot 10^{-4} \left( \frac{i}{100} \right)^2 + 0,18963 \cdot 10^{-1} \left( \frac{i}{100} \right)^3 - 0,11904 \cdot 10^{-1} \left( \frac{i}{100} \right)^4 \right], \quad (2.4)$$

где 
$$i_{jnp}^* = i_{\text{вх.пр}}^* + \frac{i_{j ad np}^* - i_{\text{вх.пр}}^*}{\eta_{\kappa j}^*},$$

$i_{\text{вх.пр}}^*$  определяется с использованием зависимости:

$$i_{\text{вх.пр}}^* = f(T_{\text{вх.пр}}^*)^* \quad \text{по формуле (2.3),}$$

$i_{j ad np}^*$  определяется по  $\pi_{j ad}^*$  через  $T^*$  по формулам (2.2), (2.3),

$$\pi_{j ad np}^* = \pi_{\kappa j}^* \pi_{\text{вх.пр}}^*,$$

где  $\pi_{\text{вх.пр}}^* = f(T_{\text{вх.пр}}^*)^*$  определяется по формуле (2.1).

Приведенный суммарный расход воздуха через двигатель  $M_{\text{в.пр.}\Sigma}$  рассчитывается на основе следующих данных:

$P_{\text{ср.ст}}$  - абсолютная величина среднего значения статического давления в мерном коллекторе, кгс/см<sup>2</sup>,

$P_{\text{вх}}^*$  - давление воздуха на входе в изделие, кгс/см<sup>2</sup>,

$\mu_{\text{мерн}}$  - коэффициент расхода мерного коллектора,

$F_{\text{мерн}}$  - площадь мерного сечения ( $F_{\text{кал}}$ ), м<sup>2</sup>,

$\mu_{\text{кол}}$  - коэффициент загромождения сечения пограничным слоем,

$\mu_{\text{кока}}$  - коэффициент загромождения проходного сечения коком двигателя (обычно принимают  $\mu_{\text{кока}} = 1$ ),

$\sigma_{\text{ум}}$  - коэффициент восстановления полного давления в самолетном воздухозаборнике или имитирующей сетке,

$e$  - управляющий коэффициент (для случая самолетного воздухозаборника и в испытаниях с подогревом  $e = 1$ ; для всех остальных случаев  $e = 0$ );

$$M_{\text{впр}\Sigma} = 241 \cdot q(\lambda) F_{\text{кол}} \mu_{\text{кол}} \mu_{\text{кока}} \frac{1}{\sigma_{\text{ум}} + (1 - \sigma_{\text{ум}}) e}, \quad (2.5)$$

$$\text{где } q(\lambda) = \sqrt{1 - \left( \frac{\pi(\lambda) - \pi_{\text{кр}}}{1 - \pi_{\text{кр}}} \right)^2} \left\{ 1 + [0,0265 + 14,6\pi^4(\lambda)] \times \right. \\ \left. \times \left( 1 - \frac{\varepsilon_{\text{кр}}}{0,634} \right) \right\} (\pi(\lambda) - \pi_{\text{кр}})^2 \sqrt{1 - \left( \frac{\pi(\lambda) - \pi_{\text{кр}}}{1 - \pi_{\text{кр}}} \right)^2}, \quad (2.6)$$

где  $\varepsilon_{\text{кр}} = 0,634$ ,  $\pi_{\text{кр}} = 0,5283$ ,

$$\pi(\lambda) = \frac{P_{\text{ст.ср}}}{P_{\text{вх}}^*} [\sigma_{\text{ум}} + (1 - \sigma_{\text{ум}}) e]. \quad (2.7)$$

Приведенный расход воздуха через внутренний контур  $M_{\text{втпр}}$  рассчитывается на основе исходных данных:

$T_{\text{вх}}^*$  - температура на входе в изделие,

$P_{\text{вх}}^*$  - полное давление на входе в изделие, кгс/см<sup>2</sup>,

$M_{\text{ввд}}$  - расход воздуха через компрессор ВД (определен в разделе 2.4).

$1 - \Delta M_{\text{квд.сд}}$  - перепуски воздуха через клапаны ВД и СД,

$\Delta M_{\text{вгк}}$  - отбор воздуха в гермокабину;

$$M_{\text{вгпр}} = \left[ \frac{M_{\text{ввд}}}{1 - \Delta M_{\text{вк.сд}}} + \Delta M_{\text{гк}} \right] \frac{1,033}{(1 - \Delta M_{\text{вк.сд}}) P_{\text{вх}}^*} \sqrt{\frac{T_{\text{вх}}^*}{288,16}}. \quad (2.8)$$

Степень двухконтурности  $\eta$  определяем как

$$\eta = \frac{M_{\text{впр}\Sigma}}{M_{\text{вгпр}}} - 1. \quad (2.9)$$

#### 2.4. Расчет средней температуры газа перед турбиной

Непосредственное измерение температуры газов перед турбиной  $T_{\text{г}}^*$  затруднено по ряду причин. Прежде всего, трудности заключаются в размещении термопар в сопловом аппарате турбины, затем большие окружные и радиальные неравномерности распределения температур, из-за которых вычисление средних температур оказывается малонадежным.

Поэтому на практике используются косвенные методы определения  $T_r^*$  [10].

Наиболее просто оценку  $T_r^*$  получить на основе известной экспериментальной зависимости между температурами газов на входе и выходе турбины. Этот способ определения  $T_r^*$  применяют редко и только в тех случаях, когда можно достаточно точно измерить среднюю температуру газов за турбиной.

Более точным и достаточно простым методом является определение  $T_r^*$  по пропускной способности турбины. Под пропускной способностью турбины понимают величину  $A$ , равную отношению объема пропускаемых газов  $V_r$  к величине  $\sqrt{T_r^*}$ :

$$A = V_r / \sqrt{T_r^*}, \quad (2.10)$$

и являющуюся линейной функцией от площади соплового аппарата  $F_{CA}$  первой ступени турбины. Величина  $A$  может быть определена экспериментально путем продувки СА или расчетным путем

$$A \approx 10^{-3} F_{CA}. \quad (2.11)$$

Температуру  $T_r^*$  находят из уравнения

$$\frac{M_{Tc}}{4 P_r^*} = \frac{10^4}{(1 + \frac{1}{\varphi}) R \sqrt{T_r^*}}, \quad (2.12)$$

где  $P_r^*$  - давление газов на входе в турбину,

$\varphi$  - относительный расход топлива,

$R$  - газовая постоянная продуктов сгорания,

$M_{Tc}$  - секундный расход горючего.

Давление газов  $P_r^*$  определяется давлением воздуха на выходе компрессора  $P_K^*$  и коэффициентом восстановления давления  $\sigma_{K.C}$

$$P_r^* = P_K^* \sigma_{K.C}.$$

Относительный расход топлива  $\varphi$  - отношение массы топлива  $M_T$ , к массе воздуха  $M_B$  - вычисляется по формуле

$$\varphi = \frac{M_T}{M_B} = \frac{i_{Br}^* - i_{Bk}^*}{H_u \zeta_z - i_{nr}^* + i_{no}^*}, \quad (2.13)$$

где  $i_{Br}^*$  - полная энтальпия воздуха при температуре  $T_r^*$ ,

$i_{Bk}^*$  - полная энтальпия воздуха, поступающего в основную камеру сгорания (при температуре  $T_k$ ),

$H_u$  - низшая теплотворная способность топлива (обычно  $H_u = 10360$ ),

$\zeta_z$  - коэффициент, учитывающий потери тепла из-за неполноты сгорания ( $\zeta_z = 0,98$ ),

$i_{nr}^*$  - полная энтальпия топлива в продуктах сгорания при  $T_r^*$ ,

$i_{no}^*$  - энтальпия продуктов сгорания при начальной температуре

$$T_0 = 298,16^\circ.$$

Энтальпии для воздуха рассчитываются по формуле (2.3), а для топлива и продуктов сгорания по формуле

$$i = T \left[ 0,24303 + 0,41667 \cdot 10^{-3} \left( \frac{T}{100} \right) + 0,36978 \cdot 10^{-5} \left( \frac{T}{100} \right)^2 - 0,1887 \cdot 10^{-4} \left( \frac{T}{100} \right)^3 + 0,29886 \cdot 10^{-6} \left( \frac{T}{100} \right)^4 \right] \quad (2.14)$$

Газовая постоянная продуктов сгорания  $R$  определяется путем линейной интерполяции значений  $R$  для чистого воздуха и продуктов сгорания при коэффициенте избытка воздуха  $\alpha = 1$ :

$$R = \bar{q}_{\alpha=\infty} R_{\alpha=\infty} + \bar{q}_{\alpha=1} R_{\alpha=1}, \quad (2.15)$$

где  $R_{\alpha=\infty}$  - газовая постоянная чистого воздуха ( $R_{\alpha=\infty} = 29,27$  кгм/кгК)  
 $R_{\alpha=1}$  - газовая постоянная смеси, определяется экспериментальным путем,

$\bar{q}$  - весовые коэффициенты, вычисляются по формулам:

$$\bar{q}_{\alpha=1} = \frac{L_0 + 1}{\alpha L_0 + 1}, \quad \bar{q}_{\alpha=\infty} = \frac{L_0 (\alpha - 1)}{\alpha L_0 + 1},$$

$L_0$  - теоретически необходимое количество воздуха для полного сгорания топлива ( $L_0 = 14,78$ ).

Таким образом, в выражении (2.12) температура  $T_r^*$  входит не только в явном виде, но и в неявном - через  $q$  и  $R$ . Поэтому решение уравнения (2.12) достаточно громоздко. Чтобы уменьшить затраты времени АСНИ, особенно в системах экспресс-обработки, можно заранее решить уравнение (2.12) для различных реальных сочетаний параметров, входящих в него, и аппроксимировать результаты решения полиномиальной функцией двух переменных:

$$T_r^* = f \left( T_k^*, \frac{M_{Tc}}{A \rho_r^*} \right). \quad (2.16)$$

Например, при использовании квадратичной аппроксимации по обоим параметрам погрешность определения  $T_r^*$  может составлять  $1-2^0$ .

Алгоритм расчета  $T_r^*$ , учитывающий расход воздуха на охлаждение турбины и на утечки, описывается следующей последовательностью операций:

1. Определить расход газа, проходящего через  $i$ -й СА турбины ВД

$$M_{rВД} = \frac{A \rho_r^*}{R_{r,i-1} \sqrt{T_{r,i-1}^*}} 10^4, \quad (2.17)$$

где  $A$  - пропускная способность турбины, задается в исходных данных,

$\rho_r^*$  - полное давление за камерой сгорания, кгс/см<sup>2</sup>,

$$p_r^* = p_k^* \sigma_k \sigma_{k.c}, \quad (2.18)$$

$R_{r_{i-1}}$  - газовая постоянная, для первого приближения принимается

$$R_{r_{i-1}} = 29,363 \frac{\text{КГМ}}{\text{КГ град}},$$

$T_{r_{i-1}}^*$  - температура газа перед турбиной, К, для первого приближения принимается  $T_{r_{i-1}}^* = 1200 \text{ К}$ .

2. Определить коэффициент избытка воздуха в камере сгорания

$$\alpha_{k.c} = \frac{M_{\theta_{k.c}}}{M_{T_c} L_0}, \quad (2.19)$$

где  $M_{\theta_{k.c}}$  - секундный расход воздуха, проходящего через камеру сгорания (вход в турбину)

$$M_{\theta_{k.c}} = M_{r_{вд}} - M_{T_c}; \quad (2.20)$$

$M_{T_c}$  - секундный расход топлива,  $M_{T_c} = M_T / 3600$ .

3. Определить расход воздуха, проходящего через компрессор ВД,

$$M_{ВД} = \frac{M_{ВКс}}{1 - M_{Вохл.с}}. \quad (2.21)$$

4. Вычислить  $R_{r_i}$  для  $\alpha = \alpha_{k.c}$ :

$$R_{r_i} = \frac{(1 - \frac{1}{\alpha_{k.c}}) 29,27 + (\frac{1}{\alpha_{k.c} L_0} + \frac{1}{\alpha_{k.c}}) 29,35}{1 + \frac{1}{\alpha_{k.c} L_0}}. \quad (2.22)$$

5. Определить теплосодержание газа за камерой сгорания

$$i_r^* = i_k^* + H_U \eta_z \frac{M_{T_c}}{M_{r_{вд}}}, \quad (2.23)$$

где  $i_k^*$  - определяется по  $T_k^*$  с помощью формул (2.3) и (2.14), для  $\alpha = \alpha_{k.c}$  путем интерполяции по формуле

$$i_\alpha = (1 - B) i_{\alpha=\infty} + B i_{\alpha=1}, \quad (2.24)$$

$$B = \frac{1 + L_0}{1 + \alpha L_0}.$$

6. Определить температуру газа перед турбиной  $T_{r_i}^*$ .

Температура газа перед турбиной  $T_{r_i}^*$  по величине теплосодержания газа за камерой сгорания  $i_r^*$  для  $\alpha = \alpha_{k.c}$  вычисляется следующим образом:

а) принимаем в первом приближении  $i_r^* = i_\alpha^* = i_{\alpha=\infty}^{(1)}, T_{r_i}^* = T_\alpha^{(1)}$ ,

где  $T_\alpha^{(1)}$  - определяется по формуле (2.4);

б) определяем  $i_{\alpha=1}^{(1)}$  по величине  $T_\alpha^{(1)}$ , используя формулу (2.14).

В последующих приближениях по этой формуле вычисляется  $i_{\alpha=1}^{(m)}$  как функция  $T_\alpha^{(m)}$ ;

в) вычисляем  $i_{\alpha}^{(m)}$  по формуле (2.24) и в последующих приближениях  $i_{\alpha}^{(m)}$ ;

г) определяем величину относительной погрешности  $\Delta \bar{T}_{\alpha}^{(m)} = (T_{\alpha}^{(m)} - T_{\alpha}^{(m-1)}) / T_{\alpha}^{(m)}$ ;

д) если  $|\Delta \bar{T}_{\alpha}^{(m)}| \leq \delta_r^*$ , то расчет окончен ( $\delta_r^*$  - допустимая погрешность, например  $\delta_r^* = 0,001$ ). Если  $|\Delta \bar{T}_{\alpha}^{(m)}| > \delta_r^*$ , то расчет продолжаем, выполняя п.пе);

е) определяем для следующего приближения величину  $T_{\alpha}^{(m+1)}$  по соотношению

$$T_{\alpha}^{(m+1)} = \frac{i_{\alpha}^*}{i_{\alpha}^{(m)}} T_{\alpha}^{(m)};$$

ж) вычисляем  $i_{\alpha}^{(m+1)}$  по формуле (2.3) и повторяем расчет, начиная с п. б).

Примечание к п.г) и д). Величину относительной погрешности можно определить через  $\Delta i_{\alpha}^{(m)}$

$$\Delta i_{\alpha}^{(m)} = \frac{i_{\alpha}^{(m)} - i_{\alpha}^{(m-1)}}{i_{\alpha}^{(m)}}.$$

Если  $|\Delta i_{\alpha}^{(m)}| \leq \delta_i^*$  ( $\delta_i^* = 0,00001$ ), то расчет окончен и переходим к п.7. Если  $|\Delta i_{\alpha}^{(m)}| > \delta_i^*$ , то выполняем п.пе).

7. Сравнить найденное значение  $T_{r_i}^*$  со значением  $T_r^*$  предыдущего приближения  $T_{r_{i-1}}^*$   $|T_{r_i}^* - T_{r_{i-1}}^*| \leq 0,5$ .

Если данное условие не выполняется, то расчет повторяют начиная с п.па) ( $T_{r_i}^*$  используется вместо  $T_{r_{i-1}}^*$  и  $R_{r_i}$  вместо  $R_{r_{i-1}}$ ).

8. Приведенная температура газа перед турбиной

$$T_{r_{np}}^* = T_r^* \frac{288,16}{t_{\beta x}^* + 273,16} \bar{T}_r,$$

где  $\bar{T}_r$  - поправочный коэффициент к формулам подобия, описывается кусочно-линейной функцией

$$\bar{T}_r = \begin{cases} 0,998 + t_{\beta x}^*/3 & \text{при } -35^{\circ}\text{C} \leq t_{\beta x}^* \leq -20^{\circ}\text{C}; \\ 0,9965 + t_{\beta x}^*/4 & \text{при } -20^{\circ}\text{C} \leq t_{\beta x}^* \leq 14^{\circ}\text{C}; \\ 1 & \text{при } 14^{\circ}\text{C} \leq t_{\beta x}^* \leq +35^{\circ}\text{C}. \end{cases}$$



### 3. СИСТЕМОТЕХНИКА АСНИ-ГТД

Основополагающим методом проектирования АСНИ-ГТД является системный анализ. В самом общем виде системный анализ — это совокупность научных методов и практических приемов решения разнообразных проблем, возникающих в целенаправленной деятельности, на основе системного подхода [1]. Характерным для системного анализа является то, что поиск лучшего решения проблемы начинается с определения и упорядочения целей деятельности системы, при функционировании которой возникла данная проблема. При этом устанавливается соответствие между целями, возможными путями решения возникшей проблемы и потребными для этого ресурсами. Системный анализ, главным образом, характеризуется не специфическим научным аппаратом, а упорядоченным, логически обоснованным подходом к исследованию проблем и использованию существующих методов их решения, которые могут быть разработаны в рамках других наук. Появление системного анализа знаменует переход от решения хорошо структурированных формализуемых проблем (когда четко определены цели, пути их реализации и критерии) к решению проблем слабо структурированных, когда состав элементов и их взаимосвязи установлены только частично. Возникают такие проблемы, как, например, в условиях неопределенности и содержат неформализуемые элементы, непередаваемые на язык математики.

Системный анализ помогает более эффективно и последовательно использовать знания и интуицию специалистов, привлекаемых к решению проблемы, служит целям поиска наиболее реальных, обеспечивающих максимальное удовлетворение поставленных требований, способов решения возникающих проблем. При этом осуществляется полная и всесторонняя проверка различных вариантов действий с точки зрения количественного и качественного сопоставления затраченных ресурсов с получаемым эффектом.

Одной из задач системного анализа является выяснение проблем стоящих перед принимающими решения, с тем, чтобы стали очевидными все основные последствия решений, которые можно было бы учитывать в своих действиях. Количественные расчеты помогают ответственному за принятые решения более строго подойти к оценке возможных вариантов действий и выбрать наилучший из них с учетом дополнительных, неформализуемых факторов и моментов, которые могут быть неизвестны специалистам, готовящим решение. Однако возможность использования точных методов анализа и количественной информации, основанной на реальных данных и достаточно строгих расчетах, обычно ограничена. В этом смысле конкретная реализация системного анализа в определенной мере зависит от навыков, кругозора, накопленного опыта, профессиональной подготовки конкретного исследователя.

Исходные и расчетные данные в системном анализе часто носят качественный характер и имеют эвристическое происхождение. Таким образом, количественные методы составляют только часть методов системного анализа, его результаты, как правило, не подвергаются всесторонней экспериментальной проверке в силу трудностей или невозможности ее организации. Это дает основание утверждать, что системный анализ всегда имеет двойную природу: с одной стороны, эвристическое и прикладное научное направление, использующее в практических целях достижения многих наук как точных (математика) так и гуманитарных (инженерная психология, социология), а с другой стороны — это искусство.

Системному анализу присуща определенная последовательность проведения, состоящая, как правило, в последовательном приближении к требуемым результатам и содержащая следующие этапы: постановка задачи, исследование, анализ, предварительное суждение (согласование), подтверждение (экспериментальная проверка), окончательное суждение и реализация принятого решения.

Все методы системного анализа можно разделить на три группы в зависимости от степени использования в них формальных элементов: **м а т е м а т и ч е с к и е** (формальные); **э в р и с т и ч е с к и е** (неформальные); **к о м б и н и р о в а н н ы е** **м а т е м а т и ч е с к и е** **э в р и с т и ч е с к и е**.

**м а т е м а т и ч е с к и е** **м е т о д ы** системного анализа составляют основу оптимального проектирования систем вообще и АСНИ-ГГД в частности. Под оптимальным проектированием понимается составление плана оптимальной системы или, что одно и то же,

проектирование оптимальной системы. При этом вопрос об оптимизации самого процесса проектирования (составления плана системы) обычно не ставится, а определение "оптимальный" относится только к самой системе.

Какие же принципы системного анализа используют при оптимальном проектировании? Обычно их три [7]:

1. Система, состоящая из оптимальных частей, не является в общем случае оптимальной. Поэтому система должна оптимизироваться в целом, как единый объект с заданным целевым назначением. Из этого положения не следует делать вывод, что оптимизация по частям не имеет смысла. Во-первых, в некоторых случаях оптимизация по частям совпадает по достигаемому эффекту с оптимизацией в целом, например, когда части системы независимы по оптимизируемым параметрам, т.е. параметры одной части не влияют на выбор параметров другой. Во-вторых, в ряде случаев оптимизация в целом невозможна или затруднительна из-за сложности или неопределенности ее математической модели, тогда ничего не остается, как оптимизировать систему по частям и надеяться, что результат не очень далек от оптимального. Однако, к сожалению, в большинстве случаев подмены оптимизации системы в целом оптимизацией по частям является не вынужденным и осознанным отступлением перед математическими трудностями, а явной ошибкой.

2. Система должна оптимизироваться по качественно определенному и единственному критерию, отражающему в математической форме цель оптимизации. Критерий оптимальности, представленный в виде функции оптимизируемых параметров системы называется целевой функцией. Отсутствие четко определенного критерия оптимизации обычно свидетельствует о недостаточном понимании разработчиком поставленной перед ним задачи. Не менее важно соблюдение принципа единственности критерия. Если, например, увеличение одного показателя системы происходит за счет уменьшения или в связи с уменьшением другого, то нельзя оптимизировать систему одновременно по максимумам обоих показателей. Нельзя, в частности, достигнуть одновременно максимальной производительности системы при минимальной стоимости, а можно достигнуть максимальной производительности при заданной стоимости или заданной производительности при минимуме затрат.

3. Система оптимизируется в условиях количественно определенных ограничений на оптимизируемые параметры. Это означает, что оптимальность системы всегда относительна, условна. Достаточно

изменить условия оптимизации, которые определяют системы функциональных равенств и неравенств, чтобы изменить как оптимальный проект, так и экстремальную величину целевой функции.

### 3.1. М а т е м а т и ч е с к а я   ф о р м у л и р о в к а з а д а ч и   о п т и м а л ь н о г о   п р о е к т и - р о в а н и я

Проектирование оптимальной в определенном смысле АСНИ-ГТД нельзя осуществить не имея ее математического описания, математической модели. Используя концепции системного анализа, дадим формальное описание АСНИ-ГТД и представим в общем виде задачу технического проектирования.

Как и всякая система АСНИ-ГТД характеризуется рядом параметров, которые можно разделить на внешние  $X_j$  и внутренние  $Y_i$ . Введем обозначения  $Y = (Y_1, Y_2, Y_3, \dots, Y_m)$  - вектор внешних параметров,  $X = (X_1, X_2, X_3, \dots, X_n)$  - вектор внутренних параметров.

Внешние параметры описывают АСНИ-ГТД с точки зрения заказчика. Нередко они характеризуют данную систему как подсистему или часть какой-то другой системы, например системы комплексной автоматизации предприятия или АСУ предприятия, которые имеют более высокий иерархический уровень. К основным внешним параметрам относятся: количество измеряемых параметров, точность измерений и вычислений, время измерений и обработки, помехозащитность, достоверность результатов, надежность, сложность, габариты, стоимость, эксплуатационные расходы и т.д. Большинство внешних параметров АСНИ-ГТД может быть охарактеризована количественно, и на них по техническому заданию накладывают ограничения, определяющие допустимые области их изменений. Математически ограничения на внешние параметры записывают в виде системы равенств и неравенств  $Y_1 = a, Y_2 \leq b, Y_3 \geq c$ .

В более общем виде ограничения на внешние параметры представляют в виде функциональных равенств и неравенств

$$F_{Y_i}(Y) = 0, F_{X_j}(Y) \leq 0, \quad (3.1)$$

где  $F_{Y_i}, F_{X_j}$  - функции многих переменных.

Некоторые внешние параметры не могут быть достаточно просто определены количественно, такие например, как простота обслуживания, требование использования в системе конкретных технических

средств, совместимость с другими техническими и программными средствами и т.д. В таких случаях степень выполнения требований технического задания оценивается советами экспертов.

Т а б л и ц а 3.1

Внешние параметры АСНИ-ГТД

Наименование	Обозначение	Ограничения	Размерность
Число измерительных каналов	$N$	$N = N_{зад}$	—
Погрешности прямых измерений физических значений параметров	$\delta_n$ ( $\delta_n$ )	$\delta_n \leq \delta_{n,зад}$	%
Погрешности косвенных измерений физических значений параметров	$\delta_k$ ( $\delta_k$ )	$\delta_k \leq \delta_{k,зад}$	%
Погрешности значений параметров приведенных к САУ	$\delta_{пр}$ ( $\delta_{пр}$ )	$\delta_{пр} \leq \delta_{пр,зад}$	%
Продолжительность цикла измерений параметров	$\tau_{изм}$	$\tau_{изм} \leq \tau_{изм,зад}$	с
Продолжительность цикла первичной обработки	$\tau_{перв}$	$\tau_{перв} \leq \tau_{перв,зад}$	с
Время оценки основных характеристик	$\tau_{оц}$	$\tau_{оц} \leq \tau_{оц,доп}$	с
Продолжительность печати протокола результатов "замера"	$\tau_{печ}$	$\tau_{печ} \leq \tau_{печ,доп}$	с
Достоверность результатов	$P$	$P \geq P_{зад}$	—
Вероятность потери замера	$P_{п.з}$	$P \leq P_{п.з,доп}$	—
Вероятность ошибочных выводов по результатам испытаний	$P_{ош}$	$P_{ош} \leq P_{ош,доп}$	—
Продолжительность подготовительного этапа работы АСНИ	$\tau_{подг}$	$\tau_{подг} \leq \tau_{подг,доп}$	с
Стоимость оборудования АСНИ	$C_o$	$C_o \leq C_{o,доп}$	руб
Стоимость программного обеспечения АСНИ	$C_{по}$	$C_{по} \leq C_{по,доп}$	руб
Стоимость работ по адаптации к новым задачам испытаний	$C_{ад}$	$C_{ад} \leq C_{ад,доп}$	руб

Внутренние параметры описывают систему с точки зрения проектировщика. Типичными внутренними параметрами

АСНИ-ГТД являются прежде всего типы применяемых технических средств, структура комплекса технических средств, методы сбора и обработки данных, методы их передачи, хранения и отображения, способы подготовки и представления в системе исходных данных и т.д. Иначе к внутренним параметрам относят те средства и приемы, которыми пользуется разработчик для достижения целей, определяемых внешними параметрами.

Ограничения на внутренние параметры также записываются в виде функциональных равенств и неравенств

$$\mathcal{P}_{X_i}(X) = 0, \mathcal{P}_{X_j}(X) < 0, \quad (3.2)$$

которыми определяются допустимые с точки зрения заказчика множества внутренних параметров.

Применительно к АСНИ-ГТД выражение внутренних параметров в числовом виде и формулировка ограничений в виде равенств и неравенств (3.2) вызывает известные трудности. Тем не менее, невозможность оптимального математического проектирования без задания ограничений заставляет в сложных случаях прибегать к статистическим оценкам параметров, к экспертным оценкам и т.д.

Как внешние, так и внутренние параметры могут быть дискретными и непрерывными. Непрерывными являются, например, величины погрешностей, вероятностей, а дискретными — число каналов, количество блоков определенного типа и т.д. Ряд дискретных параметров задается в двоичной форме. Чаще всего это наличие или отсутствие того или иного качества или элемента системы.

В [7] отмечается, что строгой границы между внутренними и внешними параметрами не существует. Некоторые параметры системы могут быть одновременно как внутренними, так и внешними. В частности, в АСНИ-ГТД число измерительных каналов  $N_{изм}$  может быть внешним параметром, поскольку от этого числа зависит эффективность системы. Например, задано  $N_{изм} \geq 250$ . Однако, это число может подлежать выбору в процессе проектирования и, следовательно, являться также внутренним параметром, например, в целях дублирования, резервирования, или повышения точности измерений разработчик может увеличить число каналов относительно числа, затребованного заказчиком. Поэтому при отнесении параметров к внешним или внутренним следует исходить из удобства их дальнейшего использования в процессе проектирования.

Если представить каждый из внешних параметров системы в виде функций ее внутренних параметров  $y_i = f_i(x_1, x_2, x_3, \dots, x_n)$ ,  $i = \overline{1, m}$ ;  $y_i = f_i(X)$ , то мы получим систему уравнений связи  $F(X, Y)$ , которая является математической моделью системы.

Имея математическую модель системы можно решать задачи анализа и синтеза системы математическими методами. Однако следует помнить, что математическая модель всегда является компромиссом между практически необозримой сложностью реальных систем и нашими ограниченными возможностями их исследования точными математическими методами. Поэтому в уравнения связи следует включать только те соотношения, которые отражают наиболее важные особенности функционирования системы в конкретных условиях.

Существуют и другие способы математического описания систем, однако представление внешних параметров через внутренние с помощью уравнений связи имеет то важное преимущество, что позволяет достаточно просто выразить показатель эффективности системы через ее внутренние параметры.

### 3.2. Основные процессы функционирования

В процессе функционирования АСНИ-ГТД достаточно ясно выделяется несколько этапов, отличающихся законченностью формулировок целей и задач и имеющих четко ограниченные временные границы. Таких этапов четыре: предварительный, подготовительный, рабочий, заключительный.

На предварительном этапе проводится подготовка исходных данных, необходимых для работы системы во время испытаний конкретного двигателя: составляется полный перечень измеряемых параметров с указанием принятых для них обозначений, перечень адресов ИВК для каждого параметра, а также указывается состав измерительных цепей каждого канала (тип датчика и гребенки, тип преобразователя, модуля и т.д.). Подготавливаются и вводятся в ЭВМ исходные данные по характеристикам датчиков и измерительным преобразователям, по используемым в расчетах эмпирическим зависимостям и т.д. В необходимых случаях конкретизируются и реализуются требования к пакету программ обработки, учитывающие тип двигателя, задачи испытаний, методы обработки, форму протокола и т.д.

Определяется полный состав оборудования. Осуществляется локальная и сквозная градуировка измерительных каналов и производится их аттестация. Продолжительность этапа от нескольких дней до нескольких месяцев в зависимости от сложности задач и объема необходимых работ.

Подготовительный этап состоит в окончательной подготовке системы собранной конфигурации, проверке функционирования всех технических и программных средств с помощью специальных тест-приборов, тест-программ, тест-задач. В иерархически системах проверки проводятся на всех уровнях, кроме того, проверяется система связи. Учитывая значительную протяженность предварительного этапа и, в известном смысле "предварительность" сформулированных задач, на подготовительном этапе уточняют программу испытаний, а также исходные данные, подтверждают метрологическую аттестацию системы. Этап продолжается от нескольких часов до нескольких дней. Следует заметить, что различие первых двух этапов достаточно условно и проявляется оно, в основном, в степени "оконченности" всех работ и решений.

Функционирование АСНИ-ГТД на рабочем этапе происходит в соответствии с программой испытаний. Управление системой обычно осуществляет оператор ИВК, используя полуавтоматический режим. Основные процессы этого этапа - измерения, обработка данных, экспресс-анализ информации, диагностические операции как по данным, так и по оборудованию, отображение информации, регистрация, передача данных и т.д. Диалог оператора ИВК с системой в этом режиме минимальный, а управление осуществляется преимущественно с пульта оператора испытательной станции.

На заключительном этапе производится полная послеиспытательная обработка результатов, решаются задачи вторичной обработки, данные подготавливаются для сдачи в банк данных, проводится контроль функционирования всего оборудования, устраняются замеченные недостатки и неисправности. Иногда проводятся контрольные проверки основных градуировочных характеристик измерительных каналов в целях повышения достоверности результатов и выводов.



### 3.3. Пример сравнения вариантов

При проектировании АСНИ-ГТД с применением стандартных средств существует множество вариантов организации процессов сбора и обработки информации. Это обусловлено многообразием возможных решений построения программного обеспечения, неоднозначностью в выборе вычислительных средств ИВК и устройств связи с объектом исследований (УСО). В настоящее время широкое применение для автоматизации эксперимента получили ИВК на базе СМ-3, СМ-4, М-6000, микроЭВМ "Электроника-60". Эффективность работы многоканальной АСНИ зависит от таких факторов, как производительность процессоров ИВК, быстроедействие периферийных устройств, временные характеристики и системная организация УСО.

В задачах проектирования АСНИ в качестве критерия эффективности часто фигурируют так называемые показатели реактивности системы, обобщающие понятие времени реакции. Так, уменьшение времени реакции системы испытания авиационных двигателей приводит к сокращению расхода топлива и повышению пропускной способности стендов. Кроме того, уменьшение времени испытаний агрегатов и узлов разрабатываемых изделий позволяет использовать недолговечные, но более точные и меньшие по размерам первичные преобразователи. Однако, сравнение различных вариантов построения АСНИ по критерию минимума времени реакции приводит к выбору комплекса технических средств с максимальной производительностью, что влечет за собой необоснованно высокие затраты на реализацию ИВК. Устранить это противоречие возможно путем использования в качестве критерия эффективности создания и функционирования многоканальной АСНИ целевой функции и ограничений вида

$$C(X, Y) = N C_1(X, Y) + C_2(X, Y),$$

$$T(X) \leq T_{\text{дол}},$$

(3.3)

- где  $C(X, Y)$  — обобщенные затраты на создание и эксплуатацию АСНИ,  
 $C_1(X, Y)$  — затраты на проведение одного эксперимента, как функция времени реакции системы,  
 $C_2(X, Y)$  — стоимость технических и программных средств проектируемой многоканальной АСНИ;  
 $N$  — число проводимых экспериментов за время существования АСНИ;  
 $X$  — вектор проектных (внутренних) параметров;

$Y$  - вектор внешних параметров,  
 $\tau(x)$  - время проведения эксперимента,  
 $\tau_{\text{дел}}$  - максимально допустимое время проведения эксперимента.

Составляющие вектора  $X$  имеют следующий смысл:  $X_1$  - производительность процессора ИВК;  $X_2$  - номенклатура и стоимость периферийных устройств и УСО;  $X_3$  - структура программного обеспечения.

Вектор внешних параметров  $Y$  определяет число групп измерительных каналов  $Y_1$ , число каналов в каждой группе  $Y_2$ , форму представления результирующей информации  $Y_3$  и т.д. Для случая, когда значения вектора  $Y$  зафиксированы и для всех проектных решений одинаковы, выражение (3.3) может быть приведено к виду

$$C(X) = NC_1(\tau) + C_2(X) \quad (3.4)$$

при сохранении ограничений на время проведения эксперимента.

Расчет целевой функции может проводиться на основе результатов как имитационного моделирования, так и реальных технических данных, полученных на работающих системах. На ранних стадиях проектирования многоканальных АСНИ эффективными средствами анализа проектных решений являются имитационные модели, позволяющие с небольшими затратами за короткий срок организовать проведение имитационных экспериментов для различных технических и программных средств. Для оценки конкурирующих вариантов, имеющих одинаковое назначение и равное число измерительных каналов полагается, что и организация программного обеспечения подсистемы сбора информации не отличается друг от друга.

Расчет затрат на проведение одного измерения производится по формуле

$$C_1(\tau) = S\tau_1\gamma,$$

где  $S$  - стоимость эксплуатации испытательного оборудования за единицу времени,

$\tau_1$  - время реакции системы,

$\gamma$  - коэффициент влияния использования системных программных средств.

Время реакции определяется как разность между временем завершения регистрации измеренных и/или обработанных результатов  $\tau_K$  и временем начала сбора данных  $\tau_H$ :

$$\tau_1 = \tau_K - \tau_H.$$

При определении времени реакции системы необходимо учитывать влияние используемых языковых и общесистемных средств программного обеспечения ИВК. Уровень языковых средств определяет время выполнения отдельных операций для УСО, а сложность средств управления (драйверы и т. п.) увеличивает время протекания реакции АСНИ.

По экспериментальным данным время выполнения отдельных операций для УСО возрастает по отношению к минимально возможному (при программировании операций ввода-вывода на "Ассемблере") следующим образом:

Для языков промежуточного уровня (типа *IML* для УСО в стандарте КАМАК)  $\gamma = 2...4$ ;

для пакетов подпрограмм, драйверов, обеспечивающих работу с УСО на языках высокого уровня,  $\gamma = 20...30$ ;

для компиляторов с языков высокого уровня, имеющих операторы для работы с УСО,  $\gamma = 20...30$ ;

для интерпретирующих языков, содержащих операторы управления работой УСО,  $\gamma = 50...100$ ;

для средств управления УСО, включенных в состав операционной системы,  $\gamma = 100...200$ .

Рассмотрим пример оптимального проектирования АСНИ-ГТД, предназначенной для снятия дроссельных характеристик. В качестве альтернативных примем варианты АСНИ на базе: микрояЗМ "Электроника-60" и УСО в стандарте КАМАК (В1), ЭВМ СМ-3 и УСО в стандарте КАМАК (В2), ЭВМ СМ-4 и УСО в стандарте КАМАК (В3), УВК М-6000 и УСО в стандарте АСВТ (В4).

Путем имитационного эксперимента были получены следующие значения для времени реакции системы: В1 - 50,51 с, В2 - 46,0 с, В3 - 42,8 с, В4 - 44,6 с.

Примечание. Структура программного обеспечения ввода измерений информации предполагалось одинаковой, организованной по асинхронному принципу.

Примем коэффициент влияния системных средств для всех вариантов равным единице, считая что программное обеспечение разработано на "Ассемблере". Результаты расчетов обобщенных затрат для  $S = 308 \rho/2$  и  $N = 1200$  приведены в табл. 3.2.

Т а б л и ц а 3.2  
Технико-экономические характеристики АСНИ

Параметры	Варианты			
	В1	В2	В3	В4
Время реакции АСНИ, с	50,52	46,0	42,8	44,6
Коэффициент влияния системных средств	Г	Г	Г	Г
Затраты на проведение одного замера, руб	4,324	3,938	3,664	3,818
Затраты на проведение исследований за время службы АСНИ, руб	5188,8	4725,1	4396,4	4581,3
Стоимость технических средств АСНИ, руб	36292	83692	141643	90191
Обобщенные затраты, руб	31480,8	88444,1	146039,4	94772,3

Таким образом, по минимуму обобщенных затрат на создание и эксплуатацию АСНИ газотурбинных двигателей оптимальной является система, выполненная на базе микроЭВМ "Электроника-60", хотя время реакции ее и больше по сравнению с другими системами.

#### 3.4. М е т о д ы о ц е н к и э к о н о м и ч е с к о й э ф ф е к т и в н о с т и в н е д р е н и я

В народном хозяйстве страны реализуется большая программа развития работ по созданию автоматизированных систем управления различного назначения на основе применения средств вычислительной и информационной техники. Это соответствует решению задач по всесторонней интенсификации общественного производства и повышению его эффективности.

Важной областью применения автоматизированных систем управления являются технологические процессы проектирования, производства и испытаний авиационных двигателей.

Наряду с разработкой математических, технологических, эксплуатационных и организационных вопросов проектирования систем автоматизации возникла проблема оценки экономической эффективности их внедрения. Теоретические и методические вопросы экономи-

ческой эффективности достаточно глубоко обсуждались в экономической литературе [3]. В настоящее время во многих отраслях разработаны типовые методические указания по расчету экономической эффективности от внедрения систем автоматизации. Однако целый ряд вопросов остается нерешенным. Это относится, в частности, к оценке эффективности внедрения систем автоматизации испытаний ГИД.

Имеющиеся в рекомендации [3] позволяют оценить, как правило, одну, наиболее очевидную положительную сторону автоматизации — сокращение затрат ручного труда на сбор и обработку информации при испытаниях, и как следствие этого — сокращение времени испытаний, экономию горюче-смазочных материалов и т.д. При этом не затрагивают более глубокие, трудноучитываемые факторы. Получаемый при таких оценках экономический эффект невелик и на основе его невозможно сделать правильные выводы о целесообразности применения системы автоматизации испытаний.

Если же учесть, что с внедрением автоматизированной системы испытаний разработчик двигателя приобретает более совершенный инструмент для его исследования, обладающий, нередко, принципиально новыми качествами, то станет понятным, что возможности системы не ограничены только автоматизацией рутинных операций переработки информации, а позволяют рационализировать весь процесс создания новой машины. Такой подход позволяет вскрыть ряд дополнительных источников и факторов экономической эффективности, учет которых способствует более точной оценке отдачи от капиталовложений в вычислительную и информационную технику.

Для расчета экономического эффекта от внедрения автоматизированных систем испытаний необходимо выделить основные факторы, которые определяют повышение эффективности работы предприятия, такие, как: ф а к т о р в р е м е н и и связанные с ним к о л и ч е с т в е н н ы е ф а к т о р ы : число испытаний, число переборок двигателя, число замеров в каждом испытании и т.д. На основе анализа этих факторов можно составить представление об источниках экономической эффективности и путях реализации имеющихся резервов.

В табл. 3.3 перечислены некоторые источники экономической эффективности, а также мероприятия, позволяющие достичь конкретного эффекта в работе системы испытаний. Это — сокращение времени испытаний за счет увеличения быстродействия всех компонентов системы автоматизации испытаний, а также сокращение времени полной

Т а б л и ц а 3.3

## Способы повышения экономической эффективности

Источники экономической эффективности	Мероприятия, определяющие экономическую эффективность
Сокращение времени испытаний	Увеличение быстродействия системы сбора и обработки информации. Повышение достоверности данных. Реализация в реальном масштабе времени обработки данных, необходимой для принятия решения о продолжении испытаний
Сокращение времени на полную обработку результатов испытаний	Создание программного обеспечения экспресс-анализа
Сокращение числа повторных испытаний	Увеличение надежности технических и программных средств. Увеличение точности и достоверности результатов
Сокращение сроков доводки	Повышение точности оценки основных характеристик двигателя, определяющих состояние разработки и доводки. Разработка специального программного обеспечения реального времени, подчиненного целям совершенствования технологического процесса доводки двигателя

обработки результатов испытаний благодаря созданию программного обеспечения экспресс-анализа информации. Последнее позволяет более полно использовать время испытаний, осуществляя значительную часть всей требуемой обработки в паузах между замерами. Повышение надежности технических и программных средств, увеличение точности и достоверности результатов приводит к уменьшению числа неудачных испытаний, к увеличению весомости каждого испытания и в итоге — к уменьшению числа повторных испытаний. Однако значительный вклад в экономический эффект вносит повышение точности оценки основных характеристик двигателя, по которым определяют уровень разработки и доводки, а также создание специального методического и программного обеспечения, позволяющего более активно вести процесс исследования. В результате становится возможным реальное сокращение сроков доводки новой машины.

Технико-экономические показатели работы автоматизированной системы испытаний характеризуются значительным числом параметров (табл. 3.4). Если численные значения параметров определены, то расчет экономического эффекта от внедрения системы автоматизации

и может быть проведен следующим образом:

Т а б л и ц а 3.4

Исходные данные для расчета экономического эффекта

Наименование параметров	Обозначения	Размерность
Количество испытаний	$N_u$	1/год
Количество замеров	$N_z$	ч
Время испытаний	$\tau_u$	—"
Время одного замера	$\tau_z$	—"
Время обработки результатов одного замера во время испытаний	$\tau_0$	—"
Время установления режима	$\tau_p$	—"
Время анализа достоверности замера	$\tau_a$	—"
Погрешность измерений	$\sigma_u$	—"
Погрешность оценок характеристик	$\sigma_x$	—"
Коэффициент повторных замеров	$K_{п.з}$	—"
Коэффициент повторных испытаний	$K_{п.и}$	—"
Надежность средств автоматизации (вероятность безотказной работы)	$P_{б/о}$	—"
Уровень значимости для критериев (используемых при составлении заключений по результатам испытаний)	$\alpha$	—"
Стоимость средств автоматизации	$C_a$	тыс. руб.
Стоимость работ по созданию средств автоматизации	$C$	—"
Себестоимость одного газочаса	$C_{г.ч}$	—"
Стоимость монтажа двигателя на стенде	$C_m$	—"
Стоимость переборки двигателя	$C_p$	—"
Стоимость двигателя	$C_d$	—"
Стоимость доводки двигателя	$C_{дов}$	—"
Стоимость разработки двигателя	$C_{разр}$	—"
Продолжительность доводки двигателя	$\tau_{дов}$	год
Продолжительность разработки двигателя	$\tau_{разр}$	—"
Коэффициент долевого участия разработчика	$K_{д\y}$	—"

I. Составляется таблица параметров, аналогичная табл.3.4 с указанием конкретных численных величин для базовой (старой) и вновь внедряемой или внедренной системы.

2. Определяется годовая экономия за счет сокращения продолжительности испытаний

$$\mathcal{E}_{\tau_{\text{и}}} = C_{\text{гч}} (\tau_{\text{уст}} - \tau_{\text{иН}})^*, \quad (3.5)$$

где  $\mathcal{E}_{\tau_{\text{и}}}$  - годовая экономия за счет сокращения времени работы двигателя на стенде,

$C_{\text{гч}}$  - себестоимость газочаса,

$\tau_{\text{уст}}, \tau_{\text{иН}}$  - суммарные продолжительности испытаний в год со старой и новой системами, соответственно.

Если одна из величин  $\tau_{\text{уст}}$  или  $\tau_{\text{иН}}$  заранее не определена, то определяется только их разность по отдельным составляющим, например:

$$\tau_{\text{уст}} - \tau_{\text{иН}} = N_3 \left[ (\tau_{\text{зст}} + \tau_0 + \tau_{\text{асм}}) K_{\text{пзст}} + (\tau_{\text{зн}} + \tau_{\text{он}} + \tau_{\text{ан}}) K_{\text{пзн}} \right], \quad (3.6)$$

где  $N_3$  - общее число замеров в год, определяемое программами испытаний,

$\tau_{\text{з}}$  - время, затрачиваемое на один замер,

$\tau_0$  - время обработки результатов одного замера,

$\tau_{\text{а}}$  - время анализа достоверности замера,

$K_{\text{пз}}$  - коэффициент (относительная частота) повторных замеров.

3. Годовая экономия, связанная с возможным сокращением числа испытаний при внедрении новой системы испытаний, может быть определена через себестоимость газочасов и через стоимость дополнительных работ по переборке двигателя и его монтажу на испытательном стенде:

$$\mathcal{E}_{N_{\text{и}}} = (N_{\text{уст}} - N_{\text{иН}})(C_{\text{п}} + C_{\text{м}}) + \mathcal{E}_{\tau_{\text{и}}} \frac{N_{\text{уст}} - N_{\text{иН}}}{N_{\text{иН}}} = (N_{\text{уст}} - N_{\text{иН}}) \left( C_{\text{п}} + C_{\text{м}} + \frac{\mathcal{E}_{\tau_{\text{и}}}}{N_{\text{иН}}} \right)^* \quad (3.7)$$

где  $\mathcal{E}_{N_{\text{и}}}$  - годовая экономия, полученная за счет сокращения числа испытаний,

$N_{\text{и}}$  - число испытаний в год,

$C_{\text{п}}$  - стоимость переборки двигателя,

$C_{\text{м}}$  - стоимость монтажа двигателя на испытательном стенде.

Изменение числа испытаний при использовании разных систем испытаний может происходить за счет изменения достоверности данных, выражающейся в изменении уровня значимости критерия. Ошибочные решения при интерпретации результатов испытаний из-за недостаточной достоверности этих результатов и вызывают необхо-

\* Здесь и далее индексы "ст" и "н" употребляются для обозначения параметров старой и новой системы, соответственно.



димостью дополнительных испытаний, а в некоторых случаях приводят к неверным выводам о техническом эффекте того или иного мероприятия,

Поскольку две системы — старая и новая — функционируют в несовпадающие периоды времени, то взаимный пересчет величин  $N_{уст}$  и  $N_{ун}$  можно осуществить на основе сравнения метрологических характеристик систем.

Допустим, старая и новая системы характеризуются среднеквадратичными погрешностями оценки характеристик двигателя  $\sigma_{хст}$  и  $\sigma_{хн}$ , соответственно, при нормальном законе распределения этих погрешностей. Если проверяемая по результатам испытаний гипотеза состоит в проверке достижения параметрами двигателя некоторых заданных величин, то ситуация является двухальтернативной. При этом вероятность отбрасывания правильной гипотезы (ошибка первого рода или уровень значимости критерия) определяется таким образом:

$$\alpha = \int_{\Gamma} w(x) dx,$$

где  $w(x)$  — условная плотность вероятности результатов испытаний двигателя с характеристиками, удовлетворяющими поставленным требованиям,

$\Gamma$  — область отклонения правильного решения.

Допустим для определенности, что требуемая величина параметра при испытании новой системой должна быть не больше некоторой величины  $\xi_0$ . Тогда критическая область  $\Gamma$  определяется условием случайного выхода результатов испытаний  $x$  за некоторый порог, зависящий от уровня значимости  $\alpha$  и действительного значения параметра  $\xi_0$ :

$$x > \sigma_{хн} u_{1-\alpha}, \quad (3.8)$$

где  $u_{1-\alpha}$  — определяется через интеграл вероятности из условия

$$\alpha = \frac{1}{2} - \Phi(u_{1-\alpha}) = \frac{1}{2} - \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_0^{u_{1-\alpha}} e^{-\frac{t^2}{2}} dt. \quad (3.9)$$

Задавшись величиной  $\alpha$  можно по таблице значений интеграла вероятностей [6] определить требуемую величину порога. Например, для  $\alpha = 0,01$  величина  $u_{1-\alpha}$  будет составлять  $u_{0,99} = 2,32$ .

Это означает, что "хороший" двигатель будет "браковаться", если в результате испытаний получится  $x > 2,33\sigma_{хн} + \xi_0$ .

Вероятность ошибки при этом будет равна 0,01. Если применять старую систему при условии сохранения величины порога  $2,33\sigma_{хн} + \xi_0$ , то вероятность ошибки первого рода для нее определится аналогичным образом:

$$\alpha_{CT} = \frac{1}{2} - \Phi\left(\frac{U_{1-\alpha} \sigma_{X_H}}{\sigma_{X_{CT}}}\right). \quad (3.10)$$

Например, для  $\alpha_H = 0,01$  и  $\sigma_{X_H}/\sigma_{X_{CT}} = 0,2$ , получим

$$\alpha_{CT} = \frac{1}{2} - \Phi(0,2 \cdot 2,33) = 0,32,$$

т.е. вероятность ошибки увеличится в 32 раза. Зная вероятность ошибок  $\alpha_{CT}$  и  $\alpha_H$  можно определить число дополнительных испытаний при использовании старой системы

$$N_{доп} = N_{иH} (\alpha_{CT} - \alpha_H). \quad (3.11)$$

Положив

$$N_{иCT} - N_{иH} = N_{доп} \quad (3.12)$$

и подставив в (3.7) выражение (3.12) и (3.11), получим

$$\mathcal{E}_{N_{иH}} = N_{иH} (\alpha_{CT} - \alpha_H) (C_n + C_m + \frac{\mathcal{E}_{X_{иH}}}{N_{иH}}). \quad (3.13)$$

4. Экономия за счет сокращения сроков доводки двигателя определяется тем, что улучшение точности оценок параметров двигателя в условиях значительных флуктуаций наблюдаемых величин эквивалентно увеличению уровня доводки. Действительно, если уровень значимости статистических критериев для двух сравниваемых систем принять одинаковым, то изменение критической области будет происходить в соответствие с выражением (3.8), т.е. при равенстве наблюдаемых величин  $X$  достоверные выводы в отношении  $\xi_0$  при использовании неточной системы будут значительно огрублены. В самом деле, на основании выражения (3.8) для двух систем можно написать:

$$\sigma_{X_H} U_{1-\alpha} + \xi_{0H} = \sigma_{X_{CT}} U_{1-\alpha} + \xi_{0CT}, \quad (3.14)$$

где  $\xi_{0H}$ ,  $\xi_{0CT}$  - достоверно (на уровне значимости  $\alpha$ ) определяемые значения параметров двигателя.

Отсюда следует, что

$$\xi_{0CT} - \xi_{0H} = U_{1-\alpha} (\sigma_{X_{CT}} - \sigma_{X_H}). \quad (3.15)$$

В качестве функциональной связи между изменением уровня доводки, определяемым разностью  $\xi_{0CT} - \xi_{0H}$  и финансовыми затратами соответствующими этому изменению, следует использовать показательную зависимость. Подсчет годовой экономии в этом случае производится по формуле

$$\mathcal{E}_{доп} = C_{доп} - C_{доп}^{1-U_{1-\alpha}(\sigma_{X_{CT}} - \sigma_{X_H})}, \quad (3.16)$$

где  $\mathcal{E}_{доб}$  - годовая экономия за счет сокращения сроков доводки,  
 $\mathcal{C}_{доб}$  - годовая стоимость доводочных работ.

5. Суммарная годовая экономия вычисляется как сумма годовых экономий по п.2-4;

$$\mathcal{E}_{\Sigma} = \mathcal{E}_{\text{тн}} + \mathcal{E}_{\text{нн}} + \mathcal{E}_{доб} \quad (3.17)$$

6. Годовой экономический эффект рассчитывается по формуле

$$\mathcal{E}_{200\partial} = K_{\text{дл}} \mathcal{E}_{\Sigma} - E_{\text{н}} K^{\text{А}}, \quad (3.18)$$

где  $E_{\text{н}}$  - нормативный коэффициент экономической эффективности капитальных вложений (для отрасли машиностроения установлен  $E_{\text{н}} = 0,15$ ),

$K^{\text{А}}$  - капитальные затраты, связанные с созданием и внедрением системы автоматизации испытаний,

$K_{\text{дл}}$  - коэффициент долевого участия разработчика системы.

#### 4. АНАЛИЗ ИНФОРМАЦИОННОГО СОДЕРЖАНИЯ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ СИГНАЛОВ

##### 4.1. Расчет объема данных

Число измерений, проводимых во время испытаний колеблется в очень широких пределах. Это касается как числа измеряемых параметров, так и числа измерений по каждому параметру. Объем данных в битах, получаемых при испытаниях, можно подсчитать, если задана точность измерений, частота и общее время измерений, количество параметров.

В большинстве случаев исследователей интересуют установившиеся значения параметров, поэтому измерения проводятся сравнительно редко: один "замер" за 5-10 мин. При этом каждый "замер" может включать несколько измерений параметра, необходимых для повышения достоверности измерений. Известно, что одно измерение параметра не может служить надежной его оценкой. Во-первых, потому, что каждое измерение может содержать случайную погрешность, вызванную как внешними, по отношению к системе измерений помехами, так и внутренними ее шумами. Во-вторых, большинство параметров двигателя не являются действительно статичными величинами. Поэтому отдельные измерения, проведенные в разные моменты времени даже на установившемся режиме, дадут значения параметров с большим разбросом, большим в том смысле, что величины разброса не являются пренебрежимо малыми по сравнению со средними значениями. Для оценки среднего значения

необходим ряд более или менее независимых измерений.

Если обозначить через  $N_i$  общее число параметров в некоторой  $i$ -й группе, для которых общими являются: интервал  $\Delta \tau_i$  между замераи, количество опросов (измерений)  $m_i$  в одном замере и относительная погрешность измерений  $\delta_i$ , то объем данных  $V$  в битах можно определить по формуле

$$V = \tau_u \sum_{i=1}^K \frac{N_i m_i}{\Delta \tau_i} \log_2 \frac{1}{\delta_i}, \quad (4.1)$$

где  $K$  - количество групп параметров,

$\tau_u$  - общее время испытания.

Если интервал между замераи не является фиксированной величиной, то отношение  $\tau_u / \Delta \tau_i$  в выражении (4.1) необходимо заменить на число замеров  $M_i$  в  $i$ -й группе:

$$V = \sum_{i=1}^K M_i N_i \log_2 \frac{1}{\delta_i}. \quad (4.2)$$

Поскольку в ИВК АСНИ информация на носителях передается и хранится в виде слов длиной 1, 2, 4 байта, то объем данных в словах можно выразить как

$$V_{сл} = \tau_u \sum_{i=1}^K \left[ \frac{N_i m_i}{\Delta \tau_i} \right] \frac{\log_2 \frac{1}{\delta_i}}{l_{сл}} \left[ \right], \quad (4.3)$$

где  $V_{сл}$  - объем данных в словах,

$l_{сл}$  - длина слова в битах,

$\left[ \dots \right]$  - символ округления до целого в большую сторону.

#### 4.2. Оценка корреляционных функций измерительных сигналов

При проектировании АСНИ ГТД выбор числа измерений для той или иной группы параметров представляет собой важную и сложную задачу, для решения которой необходимо знание автокорреляционных функций измерительных сигналов, отображающих параметры. Кроме того, для экспериментов, в которых задачей является изучение параметра как функции времени, также необходимо определить частоту дискретизации сигнала, но из условия достижения необходимой точности восстановления сигнала. Поскольку это знание требуется для задания процедуры сбора информации, то необходимо искать способы априорной оценки автокорреляционных функций. Сделать это можно либо на основании изучения сигналов в аналогичных системах, либо на основании теоретического анализа моделей параметров двигателей и измерительных преобразователей.

По известной реализации сигнала  $x(t)$  для некоторого параметра нетрудно найти оценку  $\tilde{K}(\tau)$  корреляционной функции  $K(\tau)$ .

При этом необходимо учитывать, что большинство параметров двигателя не являются стационарными функциями времени, поэтому оценку необходимо производить на участках стационарности. Кроме того, длина реализации сигнала должна быть значительно больше наибольшего значения аргумента  $\tau$  корреляционной функции

$$\tilde{K}(\tau) = \frac{1}{T-\tau} \int_0^{T-\tau} [x(t) - \tilde{x}][x(t+\tau) - \tilde{x}] dt, \quad (4.4)$$

где  $T$  - длина интервала времени, на котором процесс  $x(t)$  можно считать стационарным,

$\tilde{x}$  - оценка математического ожидания процесса  $x(t)$ ,

$$\tilde{x} = \frac{1}{T-\tau} \int_0^{T-\tau} x(t) dt. \quad (4.5)$$

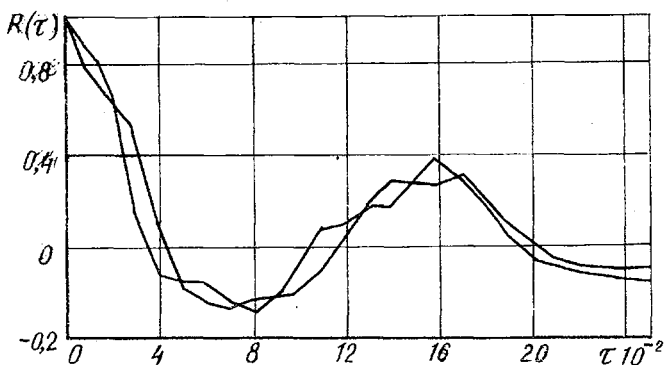
С учетом формулы (4.5) выражение (4.4) можно представить в виде

$$\begin{aligned} \tilde{K}(\tau) &= \frac{1}{(T-\tau)^2} \int_0^{T-\tau} \int_0^{T-\tau} x(t_1) [x(t_1+\tau) - x(t_2)] dt_1 dt_2 = \\ &= \frac{1}{T-\tau} \int_0^{T-\tau} x(t) x(t+\tau) dt - \left[ \frac{1}{T-\tau} \int_0^{T-\tau} x(t) dt \right]^2. \end{aligned} \quad (4.6)$$

Если  $x(t)$  задана дискретными отсчетами  $x(j), j = \overline{1, N}$ , то

$$\tilde{K}(\tau) = \frac{1}{N-i} \sum_{j=1}^{N-i} x(j) x(j+i) - \left[ \frac{1}{N-i} \sum_{j=1}^{N-i} x(j) \right]^2. \quad (4.7)$$

На рис. 4.1 представлены две реализации  $\tilde{R}(i)$  нормированной



Р и с. 4.1. Оценки корреляционных функций

автокорреляционной функции  $R(i) = k(i) / \sigma_x^2$ , полученные для сравнительно небольших ( $N = 2000$ ) выборок  $x(j)$  сигнала с тензорезисторного датчика тяги. Временной интервал дискретизации для приведенных на рисунке реализаций равен  $5 \cdot 10^{-3}$  с.

При наличии нескольких реализаций сигнала, полученных в одинаковых условиях (на одном и том же режиме двигателя) можно сначала получить оценки корреляционных функций, а затем с целью получения более точной оценки усреднить оценки по всем реализациям. При этом, если длительность реализаций в отдельных испытаниях одна и та же, то в качестве окончательного значения оценки нужно взять среднее арифметическое результатов обработки отдельных реализаций; если длительность реализаций различна, то результаты обработки отдельных испытаний нужно взять с весом, который можно считать обратно пропорциональным дисперсии оценки корреляционной функции  $D[\tilde{K}(\tau)]$ :

$$D[\tilde{K}(\tau)] = \frac{2}{T-\tau} \int_0^{T-\tau} (T-\tau-\tau_1) \left\{ \tilde{K}^2(\tau_1) + \tilde{K}(\tau-\tau_1) \tilde{K}(\tau+\tau_1) \right\} d\tau_1. \quad (4.8)$$

Более упрощенно вес можно считать прямо пропорциональным длине реализации.

Формула (4.8) показывает, что по мере приближения интервала времени  $\tau$  к  $T$  дисперсия оценки  $\tilde{K}(\tau)$  увеличивается, т.е. точность оценки понижается. Следовательно, при построении графика  $\tilde{K}(\tau)$  нужно учитывать, что точность найденных ординат этой функции убывает по мере удаления от начала координат. Происходит это потому, что с ростом  $\tau$  интервал времени  $(T-\tau)$ , на котором производится усреднение функции  $x(t)x(t+\tau)$ , уменьшается.

Оценка корреляционной функции по дискретным отсчетам имеет некоторые особенности. При выборе шага дискретизации всегда возникает вопрос: каков должен быть этот шаг при заданной точности оценки и существует ли оптимальный шаг дискретизации, обеспечивающий наилучшую оценку корреляционной функции при ограниченной длине реализации сигнала. Получено выражение [12], показывающее как изменяется дисперсия оценки корреляционной функции при замене непрерывной реализации случайного процесса конечным числом дискретных отсчетов

$$D_D^2(\tau) = D[\tilde{K}(\tau)] - D[K(i)] = (A_1 \Delta T_d^2 - 2B_1 \Delta T_d) \frac{\sigma^4}{T_1}, \quad (4.9)$$

где  $\tau = i \Delta T_d$  - параметр корреляционной функции,

$T_1 = T - \tau$  - интервал усреднения,

$\sigma$  - среднеквадратическое отклонение случайного процесса  $x(t)$ ,

$A_1, B_1$  - некоторые коэффициенты, вычисляемые по нормированной автокорреляционной функции  $R(\tau) = K(\tau)/\sigma^2$ :

$$A_1 = \frac{1}{\delta} \left\{ 1 + 5 \left[ \frac{1}{2} R(T_1) R(T_1 + \tau) + \frac{1}{2} R(T_1) R(T_1 - \tau) + R(T_1 + \tau) R(T_1 - \tau) \right] - T_1 R(0+) R(\tau) \right\} + \frac{2}{T_1} \int_0^{T_1} \left( 1 - \frac{3\tau_1}{T_1} \right) \left[ \frac{1}{2} R(\tau) R(\tau_1 + \tau) + \frac{1}{2} R(\tau) R(\tau_1 - \tau) + R(\tau_1 + \tau) R(\tau_1 - \tau) \right] d\tau_1,$$

$$B_1 = \int_0^{T_1} \left( 1 - \frac{2\tau_1}{T_1} \right) \left[ \frac{1}{2} R(\tau_1) R(\tau_1 + \tau) + \frac{1}{2} R(\tau_1) R(\tau_1 - \tau) + R(\tau_1 + \tau) R(\tau_1 - \tau) \right] d\tau_1.$$

Обычно  $B_1 > 0$ . В этом случае выражение (4.9) имеет максимум, соответствующий оптимальному значению шага дискретизации  $\Delta T_{\text{опт}} = B_1 / A_1$ , при котором  $\delta_{\text{опт}} = -\sigma^4 B_1^2 / T_1^2 A_1$ . Если и  $A_1 > 0$  (что обычно имеет место), то  $\delta_{\text{опт}}(\tau) < 0$ ,

это означает, что существует шаг дискретизации, при котором оценка корреляционной функции по дискретным отсчетам является более эффективной, чем оценка по непрерывной реализации.

Величина оптимального шага дискретизации в общем случае является функцией аргумента  $\tau = i \Delta T_d$ , поэтому не всегда возможно получение оценок  $\tilde{K}(\tau)$  с минимальной дисперсией на всем интервале значений  $\tau$  из-за усложнения процедуры обработки реализаций сигнала. В этом случае желателен выбор такого шага дискретизации, который бы обеспечивал наилучшую оценку  $K(\tau)$  в конкретной точке или в некоторой небольшой области значений аргумента  $\tau$ . Выбор же самой области определяется решаемыми задачами, в частности, задачами проектирования систем сбора и обработки информации.

После определения достаточного числа ординат  $\tilde{K}(\tau)$  нередко возникает необходимость аппроксимации корреляционной функции простым аналитическим выражением, удобным для дальнейшего использования. Аппроксимирующее выражение может быть найдено обычными методами приближения функций с любой заданной точностью. Однако большая точность приближения к найденному значению  $\tilde{K}(\tau)$  обычно бывает не только не нужна для решения задач проектирования, но даже в ряде случаев нежелательна, так как воспроизведение различных особенностей  $\tilde{K}(\tau)$ , возникающих вследствие невысокой точности самой оценки корреляционной функции может только исказить физическую сущность процесса и

привести к неверным результатам. Поэтому выбор типа аппроксимирующего выражения и необходимая точность аппроксимации  $\tilde{K}(\tau)$  определяется задачей, для решения которой требуется знание корреляционной функции. Для расчета частоты дискретизации в системах сбора данных с циклическим опросом датчиков, необходима более или менее точная аппроксимация в области малых значений аргумента  $\tau$ . Решающей здесь является величина относительного спада  $\tilde{K}(\tau)$  при изменении  $\tau$  от 0 до  $\Delta T_d$ . Для определения же интервала дискретизации и числа отсчетов для оценки математического ожидания необходима такая аппроксимация  $\tilde{K}(\tau)$ , которая бы позволяла достаточно точно определять интервал корреляции процесса.

Во многих задачах достаточно хорошей является аппроксимация  $\tilde{K}(\tau)$  выражениями вида

$$\begin{aligned} K(\tau) &= \tilde{\sigma}^2 e^{-\alpha|\tau|} \\ K(\tau) &= \tilde{\sigma}^2 e^{-\alpha|\tau|}, \\ K(\tau) &= \tilde{\sigma}^2 e^{-\alpha|\tau|} (\cos \beta \tau + \frac{\alpha}{\beta} \sin \beta |\tau|), \\ K(\tau) &= \tilde{\sigma}^2 e^{-\alpha|\tau|} (1 + \alpha |\tau|), \end{aligned}$$

из которых первые два соответствуют недифференцируемому процессу, а последние два - процессу, имеющему одну производную.

В тех случаях, когда представление о характере корреляционных зависимостей нужно получить в отсутствие реализаций сигнала, можно воспользоваться методами теории преобразования случайных процессов.

Большинство параметров двигателя являются весьма динамичными процессами. Это справедливо и по отношению к термогазодинамическим параметрам, и по отношению к ряду других параметров, таких, как тяга, расход топлива, мгновенные скорости вращения роторов и т.д. Способы измерения, применяемые типы датчиков накладывают существенный отпечаток на характер данных, получаемых при испытаниях. Если речь идет об оценках средних значений параметров, то процедура измерений почти всегда может считаться некоторым инерционным преобразованием параметра в сигнал. При этом энергетический спектр параметра необходимо принять более широким, чем реальная полоса пропускания системы измерений. В этом случае сигнал можно определить как результат прохождения случайного процесса через линейную инерционную систему. А так как энергетический спектр параметра достаточно широк, то в пределах относительно узкой полосы пропускания измерительной системы его можно считать постоянным:

$$F_X(\omega) = 2N_0; \quad \omega_{min} \ll \omega \ll \omega_{max}, \quad (4.10)$$



где  $F_x(\omega)$  - энергетический спектр параметра  $X$ ,  
 $N_0$  - величина спектральной плотности процесса,  
 Энергетический спектр  $F_S(\omega)$  сигнала  $S(t)$  в этом случае будет

$$F_S(\omega) = 2N_0 C^2(\omega), \quad (4.11)$$

где  $C(\omega)$  - амплитудно-частотная характеристика измерительного канала,  
 а корреляционная функция

$$K(\tau) = \frac{N_0}{\pi} \int_0^{\infty} C^2(\omega) \cos \omega \tau d\omega. \quad (4.12)$$

При приближенном определении корреляционной функции частотные характеристики измерительных каналов можно описывать простыми аналитическими выражениями, соответствующими характеристикам аperiodических и колебательных звеньев. Так для аperiodического звена первого порядка квадрат частотной характеристики

$$C^2(\omega) = \frac{1}{1 + \omega^2 \theta^2}, \quad (4.13)$$

где  $\theta$  - постоянная времени звена.

Модель (4.13) хорошо описывает каналы измерения температур с терморезисторными датчиками или термопарами. Под величиной  $\theta$  нужно здесь понимать постоянную времени датчика.

Корреляционная функция сигнала  $S(t)$  на выходе такого датчика описывается выражением

$$K(\tau) = \frac{N_0}{\pi} \int_0^{\infty} \frac{\cos \omega \tau}{1 + \omega^2 \theta^2} d\omega = \frac{N_0}{2\theta} e^{-\alpha|\tau|} = \sigma_S^2 e^{-\alpha|\tau|}, \quad (4.14)$$

где  $\sigma_S^2 = N_0/2\theta$  - дисперсия сигнала  $S(t)$ .

Интервал корреляции сигнала  $S(t)$  в этом случае составляет

$$\tau_0 = \int_0^{\infty} e^{-\tau/\theta} d\tau = \theta.$$

Для датчиков давления, а также для динамометрической платформы с малоинерционным преобразователем типа тензорезисторного датчика частотную характеристику можно описать выражением  $C^2(\omega) = [(\omega^2 - \omega_0^2)^2 + 4\alpha^2 \omega^2]^{-1}$ , поэтому спектральная плотность в соответствии с выражением (4.11)

будет  $S(\omega) = [(\omega^2 - \omega_0^2)^2 + 4\alpha^2 \omega^2]^{-1} 2N_0$ ,  
 а корреляционная функция  $K(\tau) = \sigma^2 e^{-\alpha|\tau|} (\cos \beta\tau + \frac{\alpha}{\beta} \sin \beta|\tau|)$ ,  
 где  $\alpha$  - коэффициент затухания,

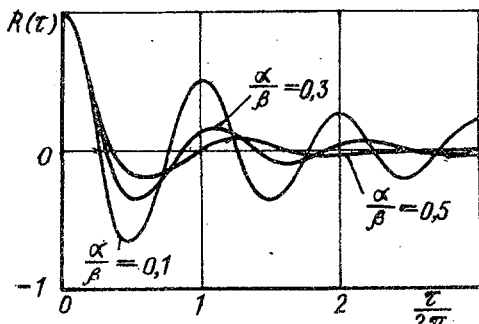
$\omega_0$  - резонансная частота,

$$\beta = \sqrt{\omega_0^2 - \alpha^2}, \quad \sigma^2 = \pi N_0 / \alpha \omega_0^2.$$

Если отношение  $\alpha/\beta$  мало, то корреляционная функция затухает медленно, а реализация похожа на синусоиду.

Если  $\alpha/\beta$  велико, колебательность малозаметная.

На рис. 4.2 приведены графики  $R(\tau) = K(\tau)/\sigma^2$  для некоторых значений параметров  $\alpha$  и  $\beta$ .



Р и с. 4.2. Графики корреляционных функций

#### 4.3. Оценка средних значений измеряемых параметров

При обработке результатов испытаний в большинстве случаев приходится иметь дело не с большим числом реализаций сигналов, полученных на определенном режиме работы двигателя, а с несколькими или чаще с одной. Поэтому для повышения достоверности приходится вместо усреднения ординат случайных функций, полученных в одинаковые моменты времени, производить усреднение ординат для одной и той же реализации, полученных в различные моменты времени. Естественно, что допустимость такой замены тем более обоснована, чем менее коррелированы соседние по времени ординаты случайной функции, так как только в этом случае одну реализацию по времени можно приблизительно рассматривать как совокупность нескольких реализаций, и, таким образом, различие между этими способами усреднения исчезает.

Для корреляционной функции  $K(\tau)$  измерительного сигнала выполняется условие  $\lim_{\tau \rightarrow \infty} K(\tau) = 0$ . Это означает, что интервал между соседними отсчетами, взятыми с целью усреднения, должен быть по возможности большим, что требует в свою очередь увеличения длины реализации. Последнее же требование всту-

пает в противоречие с ограничениями практического характера такими, как ограниченность интервалов стационарности режимов двигателя, ограниченность времени испытаний и т.д.

Таким образом, задача оценки средних значений параметров должна формулироваться в условиях ограниченности длины реализации измерительного сигнала. Кроме того, в процессе сбора измерительной информации обычно осуществляется дискретизация сигналов. Поэтому при проектировании системы сбора информации необходимо выбирать частоту дискретизации, а выбирать ее такой, чтобы точность оценки конкретного параметра была наибольшей. Решить задачу выбора частоты дискретизации можно достаточно точно, если известна корреляционная функция сигнала и приближенно, если получена лишь ее оценка.

Итак, пусть сигнал задан на интервале времени  $[0, T]$ .

Разобьем этот интервал на  $m$  равных элементарных интервалов длиной  $\Delta T = \frac{T}{m}$ . За оценку  $\tilde{S}_T$  математического ожидания  $S$  сигнала  $S(T)$  на интервале  $(0, T)$  примем величину

$$\tilde{S}_T = \frac{1}{m+1} \sum_{j=0}^m x(j\Delta T). \quad (4.15)$$

Чтобы определить точность такой оценки, найдем дисперсию величины  $\tilde{S}_T$ .

$$D[\tilde{S}_T] = M[(\tilde{S}_T)^2] = M\left[\left(\frac{1}{m+1} \sum_{j=0}^m x(j\Delta T)\right)^2\right].$$

После несложных преобразований получим

$$D[\tilde{S}_T] = \frac{1}{m+1} \left\{ 2 \sum_{j=0}^m \left(1 - \frac{j}{m+1}\right) K(j\Delta T) - K(0) \right\} \quad (4.16)$$

или

$$D[\tilde{S}_T] = \frac{\sigma_S^2}{m+1} \left\{ 2 \sum_{j=0}^m \left(1 - \frac{j}{m+1}\right) R(j\Delta T) - 1 \right\}, \quad (4.17)$$

где  $\sigma_S^2$  - дисперсия сигнала,

$R(j\Delta T)$  - отсчеты нормированной корреляционной функции.

Отношение  $D[\tilde{S}_T]/\sigma_S^2$  показывает, как уменьшается дисперсия оценки  $\tilde{S}_T$  по сравнению с дисперсией сигнала. Иначе говоря, это отношение характеризует меру "сглаживания" случайных по величине отсчетов при простом усреднении.

Если задаться величиной коэффициента сглаживания  $L$ :

$$L = \frac{D[\tilde{S}_T]}{\sigma_S^2}, \quad (4.18)$$

то можно найти интервал дискретизации  $\Delta T$  или число отсчетов  $m+1$ , решив уравнение

$$\frac{1}{m+1} \left\{ 2 \sum_{j=0}^m \left(1 - \frac{j}{m+1}\right) R(j\Delta T) - 1 \right\} = L_0, \quad (4.19)$$

где  $L_0$  - заданная величина коэффициента сглаживания.

Однако проектировщика чаще интересует вопрос: сколько отсчетов нужно взять, чтобы получить минимум  $D[\tilde{S}_T]$ . Интуиция подсказывает, что чем больше отсчетов, тем меньше  $D[\tilde{S}_T]$ . Это ошибочное представление возникает из-за формального переноса выводов о результатах усреднения независимых случайных величин на результаты усреднения отсчетов коррелированных случайных процессов.

Рассмотрим способы нахождения  $\Delta T$  минимизирующего  $D[\tilde{S}_T]$ . Допустим, оценка  $\tilde{S}$  осуществляется с использованием всей непрерывной реализации сигнала на интервале  $(0, T)$ :

$$\tilde{S} = \frac{1}{T} \int_0^T \tilde{s}(t) dt. \quad (4.20)$$

Дисперсию этой оценки нетрудно найти как дисперсию интеграла функции [12]

$$D[\tilde{S}] = \frac{2}{T^2} \int_0^T (T-\tau) K(\tau) d\tau = \frac{2}{T} \int_0^T \left(1 - \frac{\tau}{T}\right) K(\tau) d\tau, \quad (4.21)$$

или

$$D[\tilde{S}] = \frac{2\sigma_s^2}{T} \int_0^T \left(1 - \frac{\tau}{T}\right) R(\tau) d\tau. \quad (4.22)$$

Сравнивая выражения (4.17) и (4.22) можно сделать вывод, что они отличаются так же, как если бы (4.17) было получено из (4.22) путем замены интеграла на его приближенное значение, вычисленное методом трапеций. Используя это обстоятельство можно предложить подход к определению точности оценок среднего, полученного по дискретным данным. За эталон принимается оценка среднего по непрерывной реализации. При переходе от непрерывной реализации к дискретной между результатами, даваемыми формулами (4.17) и (4.22), появляется расхождение, которое можно трактовать как погрешность интегрирования и использовать формулы для остаточного члена при численном интегрировании для определения изменения дисперсии оценки среднего.

Из математического анализа известно, что погрешность от применения формулы трапеций при интегрировании функций  $f(t)$  с шагом  $\Delta$  при учете  $m+1$  ординаты, может быть представлена в виде

$$\delta = -\frac{\Delta^3}{12} \sum_{j=0}^m f''(j\Delta + \theta_j \Delta), \quad (4.23)$$

где  $\theta_j$  лежат в интервале  $(0, 1)$ .

Для нашего случая величина  $\delta$  определит изменение дисперсии  $\delta D[\tilde{S}_T]$ , происходящее при замене интегрального усреднения дискретным. Поэтому, подставив в выражение (4.23) в качестве функции  $f$  выражение дисперсии (4.21), получим

$$\delta D[\tilde{S}_T] = \frac{\Delta T^2}{\delta(T+\Delta T)} \sum_{j=0}^m \frac{d^2}{d\tau^2} \left[ \left(1 - \frac{\tau}{T+\Delta T}\right) \kappa(\tau) \right]_{\tau=(j+\theta_j)\Delta T} \Delta T + \frac{2}{T+\Delta T} \int_0^{T+\Delta T} \left(1 - \frac{\tau}{T+\Delta T}\right) \kappa(\tau) d\tau - \frac{2}{T} \int_0^T \left(1 - \frac{\tau}{T}\right) \kappa(\tau) d\tau. \quad (4.24)$$

Если интервал  $\Delta T$  достаточно мал по сравнению с  $T$ , то сумму можно рассматривать как приближенное значение интеграла от функции

$$\frac{d^2}{d\tau^2} \left[ \left(1 - \frac{\tau}{T}\right) \kappa(\tau) \right],$$

вычисленного по методу прямоугольников, т.е. приближенно можно положить, что

$$\delta D[\tilde{S}_T] = \frac{\Delta T^2}{\delta(T+\Delta T)} \int_0^{T+\Delta T} \frac{d^2}{d\tau^2} \left[ \left(1 - \frac{\tau}{T+\Delta T}\right) \kappa(\tau) \right] d\tau + \frac{2}{T+\Delta T} \int_0^{T+\Delta T} \left(1 - \frac{\tau}{T+\Delta T}\right) \kappa(\tau) d\tau - \frac{2}{T} \int_0^T \left(1 - \frac{\tau}{T}\right) \kappa(\tau) d\tau. \quad (4.25)$$

Разлагая правую часть полученного равенства по степени  $\Delta T$  и сохраняя только линейные и квадратичные члены, получим

$$\delta D[\tilde{S}_T] \approx (A\Delta T^2 - 2B\Delta T) \frac{\sigma^2}{T^2}, \quad (4.26)$$

$$\text{где } A = \frac{1}{\delta} \left[ 1 + 5R(T) - TR'(0+) \right] + \frac{2}{T} \int_0^T \left(1 - \frac{3\tau}{T}\right) R(\tau) d\tau, \quad (4.27)$$

$$B = \int_0^T \left(1 - \frac{2\tau}{T}\right) R(\tau) d\tau. \quad (4.28)$$

Так как выражение (4.26) является полиномом второй степени относительно  $\Delta T$ , то при

$$\Delta T = \Delta T_{opt} = \frac{T}{m_{opt}} = \frac{B}{A} \quad (4.29)$$

величина  $\delta D[\tilde{S}_T]$  имеет минимальное значение

$$\delta D[\tilde{S}_T]_{min} = -\frac{B^2}{A} \frac{\sigma^2}{T^2} \quad (4.30)$$

При достаточно большом  $T$  знак отношения  $B/A$  определяется знаком числителя. Поэтому при  $B > 0$  возможно выбрать шаг дискретности  $\Delta T_{opt}$ , при котором  $\delta D[\tilde{S}_T]$  в соответствии с выражением (4.30) будет отрицательным и следовательно, дисперсия оценки (4.17) полученной при использовании дискретных отсчетов по формуле (4.15), будет меньше, чем дисперсия оценки (4.22), полученной с учетом всей

реализации (4.20). Этот вывод, впервые полученный С.Я.Виленкиным<sup>1</sup>, не является очевидным. Формула показывает, что выигрыш в эффективности оценки, который может быть получен при выборе оптимального шага дискретности убывает с ростом длины реализации  $T$ . Кроме того, следует помнить о том, что полученное выражение (4.29) для оптимального шага дискретизации приближенное, предполагающее, что шаг  $\Delta T$  достаточно мал. Но поскольку величина шага заранее неизвестна, то определить границы применимости формулы (4.29) можно по отношению длины  $T$  реализации  $S(t)$  к длине интервала корреляции  $\tau_0$ . Если выполняется условие  $\frac{T}{\tau_0} > 5 \dots 10$ , то результат, полученный по выражению (4.29), будет иметь достаточную для практики точность. Если же  $\frac{T}{\tau_0} < 5$ , то для поиска оптимального шага следует произвести расчеты  $D[\tilde{S}_T]$  по формуле (4.17) и найдя минимум  $D[\tilde{S}_T]$ , определить соответствующий этому минимуму шаг  $\Delta T$ .

Рассмотрим примеры конкретного применения полученных формул.

Одной из распространенных моделей корреляционных функций является экспоненциальная:

$$K(\tau) = \sigma^2 e^{-\alpha|\tau|}. \quad (4.31)$$

Подставив выражение (4.31) в выражения (4.27), (4.28), (4.17), (4.22), получим соответственно

$$A = \frac{1}{6} [1 + 5e^{-\alpha T} + \alpha T] + \frac{2}{\alpha T} [1 + 4e^{-\alpha T}] - \frac{6}{\alpha^2 T^2} [1 - e^{-\alpha T}], \quad (4.32)$$

$$B = \frac{1}{\alpha} \left[ 1 - \frac{2}{\alpha T} + \left(1 + \frac{2}{\alpha T}\right) e^{-\alpha T} \right], \quad (4.33)$$

$$D[\tilde{S}_T] = \frac{\sigma^2}{m+1} \left\{ 2 \sum_{j=1}^m \left(1 - \frac{j}{m+1}\right) e^{-j \frac{\alpha T}{m}} - 1 \right\}, \quad (4.34)$$

$$D[\tilde{S}] = \frac{2\sigma^2}{\alpha T} \left[ 1 - \frac{1}{\alpha T} (1 - e^{-\alpha T}) \right]. \quad (4.35)$$

В табл. 4.1 приведены результаты расчетов величин  $A$ ,  $B$ ,  $D[\tilde{S}_T]$ ,  $D[\tilde{S}]$  по формулам (4.32)–(4.35), а также величин  $\Delta T$  и  $m_{opt}+1$  по формуле (4.29). На рис. 4.3 графически представлены зависимости  $L(m+1)$  для различных значений  $\alpha T$ . Из графиков видно, что величины  $m_{opt}+1$ , соответствующие минимуму дисперсии оценки  $D[\tilde{S}_T]$ , достаточно близки к расчетным значениям  $m_{opt}+1$  лишь при  $\alpha T \geq 5$ .

1. С.Я.Виленкин. Об оценке среднего в стационарных процессах - Теория вероятностей и ее применение, Вып. 4, 1959, т. IV.

Об этом свидетельствуют данные табл. 4.2, где для сравнения приведены величины  $m[D_{min}] + 1$  и  $m_{opt} + 1$ , а также дана сама величина дисперсии оценки, соответствующая оптимальному числу отсчетов.

Т а б л и ц а 4.1

Расчет оптимальных параметров дискретизации

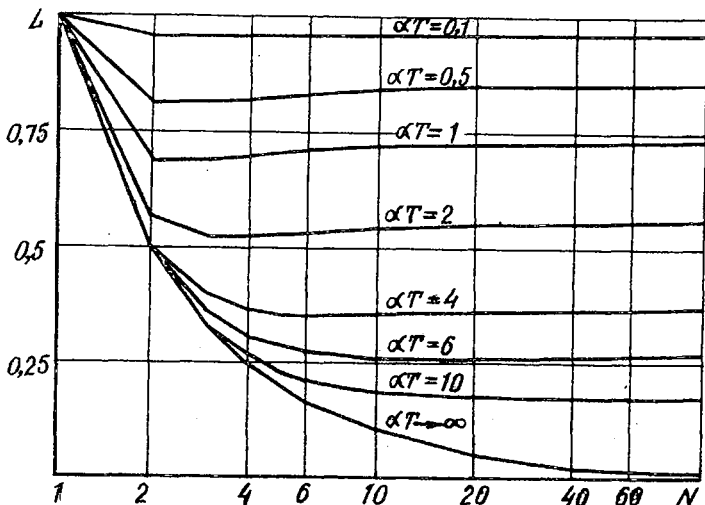
$\alpha T$	0,01	0,1	0,5	1	2	3	4	5
$A$	-	-	-	1,79	0,857	0,874	1,017	1,178
$B$	-	-	-	0,1036	0,271	0,416	0,527	0,609
$\Delta T_{opt}$	$2,5 \cdot 10^{-8}$	$4,38 \times 10^{-5}$	$6,5 \cdot 10^{-8}$	0,058	0,316	0,476	0,519	0,517
$m_{opt} + 1$	$4 \cdot 10^5$	2286	78	19	8	8	9	11
$L_d = \frac{D[S]}{\sigma^2}$	0,996	0,967	0,851	0,73	0,546	0,433	0,36	0,307
$L_u = \frac{D[S]}{\sigma^2}$	0,996	0,867	0,852	0,736	0,568	0,456	0,377	0,321
$\alpha T$	6	7	8	9	10	50	100	
$A$	1,339	1,498	1,657	1,815	1,973	8,538	16,853	
$B$	0,67	0,715	0,75	0,778	0,8	0,96	0,98	
$\Delta T_{opt}$	0,5	0,477	0,453	0,429	0,405	0,112	0,058	
$m_{opt} + 1$	13	16	19	22	26	446	1721	
$L_d = \frac{D[S]}{\sigma^2}$	0,268	0,238	0,213	0,193	0,1767	0,039	0,0198	
$L_u = \frac{D[S]}{\sigma^2}$	0,378	0,245	0,219	0,198	0,18	0,039	0,0198	

Расхождение между  $m[D_{min}]$  и  $m_{opt}$  объясняется некорректностью при малых  $\alpha T$  допущений, сделанных при выводе формул для расчета  $m_{opt}$ .

Если учесть, что интервал корреляции для сигналов с экспоненциальной корреляционной функцией

$$\tau_0 = \frac{1}{\alpha},$$

то можно сделать следующий интересный вывод - для интервалов наблюдения меньших, чем интервал корреляции, оптимальным является усреднение двух отсчетов. Это означает, что интервал дискретизации должен быть равен интервалу наблюдения. То есть получить оценку среднего лучше, чем она получается по двум отсчетам на малых интервалах наблюдения ( $\alpha T < 1$ ), нельзя. При  $\alpha T > 1$  становится возможным улучшение оценки за счет увеличения числа отсчетов.



Р и с. 4.3. Зависимость коэффициента сглаживания от числа отсчетов сигнала с корреляционной функцией  $R(\tau) = e^{-\alpha|\tau|}$

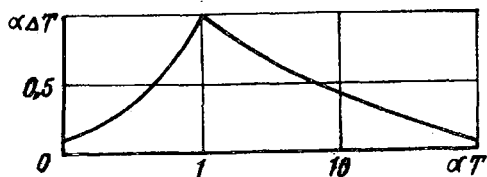
Т а б л и ц а 4.2

$\alpha T$	0,01	0,5	1	2	4	5	6	8	10	50
$m_{opt} + 1$	$4 \cdot 10^5$	78	19	8	9	11	13	19	26	446
$m[D_{min}]$	2	2	2	4	7	8+10	11	20	24	445
$L_R$	0,995	0,803	0,684	0,525	0,357	0,306	0,267	0,213	0,176	0,039

На рис.4.4. показана зависимость оптимального интервала дискретизации, соответствующего числу отсчетов  $m[D_{min}] + 1$ , от длины интервала наблюдения; с ростом величины  $\alpha T$  этот интервал уменьшается, однако уменьшение  $\Delta T$  более  $0,5 \tau_0$ , практически, не улучшает точности оценки среднего, равно, как и увеличение свыше  $0,5 \tau_0$  при  $\alpha T < 1$ , поэтому расчеты можно выполнять по приближенным соотношениям

$$\Delta T = \begin{cases} T, & \text{при } \alpha T < 1, \\ \frac{1}{2\alpha}, & \text{при } \alpha T > 1. \end{cases} \quad (4.36)$$

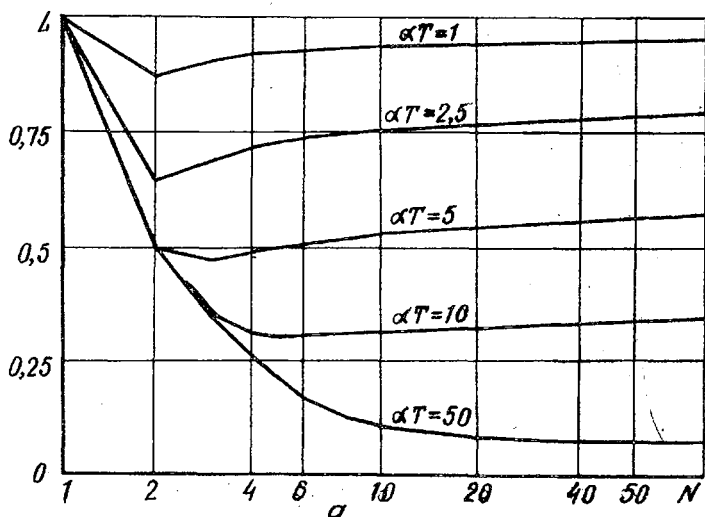




Р и с. 4.4. Зависимость оптимального интервала дискретизации от длины интервала наблюдения

При этом величины коэффициентов сглаживания  $L_s$  будут отличаться от указанных в табл.4.2 значений не более чем на 1...1,5%.

Результаты расчета коэффициентов сглаживания для различных корреляционных функций приведены на рис.4.5.

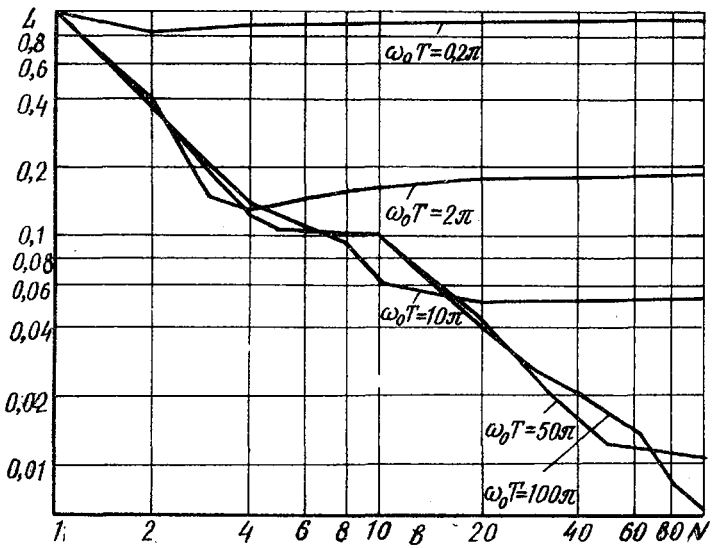
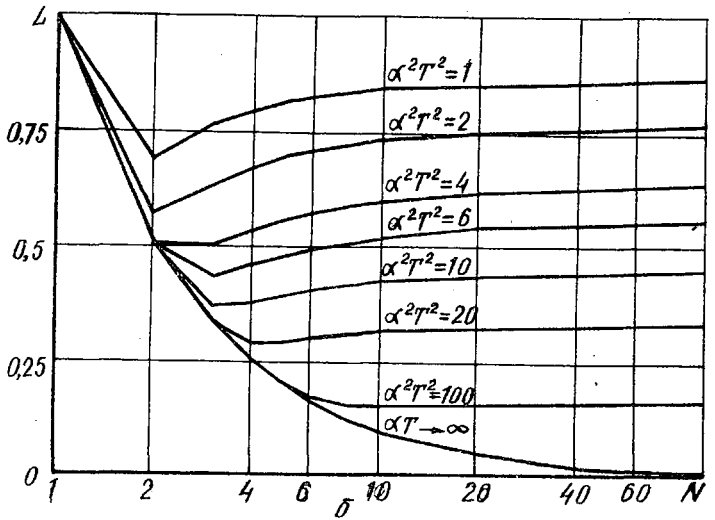


Р и с. 4.5. Зависимость коэффициента сглаживания от числа отсчетов сигнала с корреляционной функцией вида:

$$\alpha - R(\tau) = e^{-\alpha|\tau|} / (1 + \alpha|\tau|);$$

$$\delta - R(\tau) = e^{-\alpha^2\tau^2};$$

$$\beta - R(\tau) = e^{-\alpha|\tau|} (\cos \beta\tau + \frac{\alpha}{\beta} \sin \beta|\tau|)$$



#### 4.4. Особенности обработки результатов измерений

Одной из важнейших особенностей работы АСНИ-ГТД как измерительно-вычислительной системы является та, что измеряемые параметры представляют интерес не сами по себе, а как исходный материал для последующих преобразований, оценок и интерпретаций. Иначе, исследователь имеет дело с результатами так называемых косвенных измерений. Согласно ГОСТ 16263-70 под косвенным понимается "измерение, при котором искомое значение величины находят на основании известной зависимости между этой величиной и величинами, подвергаемыми прямым измерением". Прямым же называют такое измерение, в котором значение интересующей нас величины получается непосредственной из отсчета по прибору.

В АСНИ ГТД наиболее распространены два метода косвенных измерений - оценивание по выборке конечного объема некоторых величин и функциональные преобразования результатов измерений. При реализации в ИВК АСНИ процедур оценивания и функционального преобразования возникает необходимость определения последовательности их выполнения.

Оценивание параметров осуществляется обычно путем усреднения и требует небольших затрат ресурсов ИВК. Функциональные преобразования, наоборот, как правило, весьма сложны и потребляют основные ресурсы времени и памяти. В связи с этим рациональной является такая последовательность выполнения операций в ИВК, когда оценивание, приводящее к сокращению объема данных, предшествует функциональным преобразованиям. Рассмотрим, в каких случаях допустима такая последовательность.

В работе [4] продемонстрирован и исследован эффект влияния объема выборки на точность вычислительных процедур для некоторых простых функциональных преобразований и оценивания среднего. Задача формулируется следующим образом.

Пусть по выборке  $X_1, X_2, \dots, X_N$  независимых случайных величин, порожденных в соответствии с известным законом распределения  $F(x)$  необходимо оценить математическое ожидание случайной величины  $y$  нелинейной функции  $y = f(x)$ . При этом возможны два способа оценивания:

а) сначала вычисляется выборочное среднее

$$\tilde{x} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N X_i,$$

а затем следует функциональное преобразование  $\tilde{y}^a = f(\tilde{x})$ ;

б) в соответствии с  $y_i = f(x_i)$  получается выборка  $y_1, y_2, y_3, \dots, y_N$  и вычисляется

$$\tilde{y}^\sigma = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N y_i.$$

Оценки  $\tilde{y}^a$  и  $\tilde{y}^\sigma$  имеет смысл сравнивать лишь при малых выборках, так как при больших выборках  $\tilde{y}^\sigma$  - состоятельная несмещенная оценка, которая всегда точнее несостоятельной смещенной псевдооценки  $\tilde{y}^a$ .

Выбор рационального алгоритма обработки осуществляется на основе сравнения среднеквадратических ошибок оценок:

$$\Delta(N) = M \left\{ [M(y) - \tilde{y}^a]^2 \right\} - M \left\{ [M(y) - \tilde{y}^\sigma]^2 \right\}, \quad (4.37)$$

где  $M(y)$  - математическое ожидание величины  $y$ .  
 При  $\Delta N > 0$  предпочтительнее метод " $\sigma$ ", а при  $\Delta N < 0$  - метод " $a$ ".

Можно показать, что если величина  $X$  подчинена нормальному или гамма-распределению с неизвестными параметрами, а  $y = f(x)$  представляет собой показательную или степенную зависимость, то  $\Delta(N)$  в зависимости от объема выборки  $N$  может менять знак при небольших (до десяти) объемах выборки. Это значит, что выбор последовательности операций усреднения и функционального преобразования зависит от числа наблюдений величины  $X$ .

Допустим,  $y = a_0 + a_1 x + a_2 x^2$ , тогда

$$\tilde{y}^a = a_0 + a_1 \sum_{i=1}^N x_i + a_2 \left( \sum_{i=1}^N x_i \right)^2,$$

$$\tilde{y}^\sigma = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (a_0 + a_1 x_i + a_2 x_i^2).$$

Вычислим величины, входящие в выражение (4.37), считая, что  $X$  имеет нормальное распределение с дисперсией  $\sigma^2$ . В результате получим

$$\Delta(N) = \frac{3}{N^2} a_2^2 \sigma^4 - \frac{4}{N} a_2^2 \sigma^4 + a_2^2 \sigma^4. \quad (4.38)$$

Величина  $\Delta(N)$  обращается в нуль при  $N = 1$  и  $N = 3$ . Случай  $N = 1$  соответствует вырождению оценок. При  $N = 3$  - безразлично, что усреднять - оценки  $\tilde{y}^a$  и  $\tilde{y}^\sigma$  дают одинаковую точность. При  $N = 2$   $\Delta N < 0$ , т.е. предпочтительнее оценка  $\tilde{y}^a$  - усреднение отсчетов  $x_i$ . При  $N \geq 4$  лучше оценка  $\tilde{y}^\sigma$ .

С увеличением  $N$  величина  $\Delta(N)$  стремится к  $a_2^2 \sigma^4$ . Из выражения (4.38) следует, что степень расхождения оценок  $\tilde{y}^a$  и  $\tilde{y}^\sigma$  зависит от величин нелинейности функции и разброса значений  $X$ ,

характеризующихся, соответственно, коэффициентами  $a_2$  и дисперсией  $\sigma^2$ .

Рассмотрим следующий пример.

Тарировочная характеристика датчика имеет вид

$$y = a_1 x + a_2 x^2, \\ x \in [0, x_m], y \in [0, y_m].$$

Определить погрешность замены оценки  $\tilde{y}^\sigma$  на  $\tilde{y}^a$  при  $N = 10$ , если нелинейность тарировочной характеристики не более 5%, а  $\sigma = 0,01 x_m$ .

Для решения примера найдем наибольшее значение  $y$ :  $y_m = a_1 x_m + a_2 x_m^2$ . Степень нелинейности характеристики оценим величиной  $(a_2 x_m^2 / y_m) \cdot 100\% = 5\%$  откуда  $a_2 = 0,05 Jm / x^2 m$ .

Определим приведенную погрешность замены оценки

$$\frac{\sqrt{\Delta(N)}}{y_m} = \frac{0,63 a_2 \sigma^2}{y_m} \frac{0,63 \cdot 0,05 y_m}{x_m^2 y_m} (0,01 x_m)^2 = 3,15 \cdot 10^{-6}.$$

При использовании псевдооценки  $\tilde{y}^a$  вместо оценки  $\tilde{y}^\sigma$  погрешность увеличится на  $3,15 \cdot 10^{-6}$  - исчезающе малую величину.

Аналогичные результаты можно получить и для других функций.

Так если величина  $X$  имеет нормальный закон распределения, а  $y = ax^4$ , то при  $N \ll 6$  лучше усреднить наблюдения и возвести в степень среднее арифметическое  $\bar{X} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N x_i$ , при  $6 < N \leq 11$  выбор неопределен, при  $N > 11$  следует усреднить результаты преобразований  $y_i = ax_i^4$  [4].

Следует однако предостеречь от теоретического поиска подобных закономерностей для сложных функциональных преобразований. Более рациональным способом исследования этого вопроса является имитационное моделирование, при котором представляется возможным учесть реальные законы распределения, а также корреляционные зависимости в выборках.

#### 4.5. Ошибки косвенных измерений

В общем случае величина  $y$  определяется как функция нескольких параметров  $x_u, x_v, x_w, \dots$ :  $y = f(x_u, x_v, x_w, \dots)$ .

Оценка функции  $\tilde{y}$  находится по найденным предварительно оценкам параметров  $\tilde{x}_u, \tilde{x}_v, \tilde{x}_w, \dots$ :  $\tilde{y} = f(\tilde{x}_u, \tilde{x}_v, \tilde{x}_w, \dots)$ .

Если известны частные производные функции  $y$  по параметрам  $x_u, x_v, x_w, \dots$ , то нетрудно найти частные ошибки  $\Delta y$  вычисления функции, т.е. найти ту часть, которую составляет погрешность оценки конкретного параметра в общей ошибке:

$$\left. \begin{aligned} \Delta_u y &\approx \left| \frac{\partial f}{\partial x_u} \right| \Delta x_u \\ \Delta_v y &\approx \left| \frac{\partial f}{\partial x_v} \right| \Delta x_v \\ \dots \end{aligned} \right\} \quad (4.38)$$

Общую погрешность вычисления функции  $y$  определяют по правилу суммирования погрешностей

$$\Delta y = \sqrt{(\Delta_u y)^2 + (\Delta_v y)^2 + (\Delta_w y)^2 + \dots} \quad (4.39)$$

Необходимо помнить, что формула (4.39) справедлива лишь при условии, что величины  $x_u, x_v, x_w, \dots$  измерены независимыми методами.

#### Л и т е р а т у р а

1. Г о л у б к о в Е.П. Системный анализ как направление исследований. - В кн.: Системные исследования: Ежегодник, 1976. -М.: Наука, 1977.
2. Д о р о ф е е в В.М. Термодинамический расчет воздушно-реактивных двигателей с помощью  $\mathcal{H}$ - $i$ - $T$  функций. Куйбышев, 1968.
3. Е с и к о в С.Р. Определение экономической эффективности АСУ в связи. - М.: Связь, 1977.
4. Е ф и м о в А.Н., К р и в о р у к о в Е.В. Проблемы математического обеспечения обработки данных при косвенных измерениях. - Измерения, контроль, автоматизация. Вып. I (17), 1979, с.38-43.
5. З а й д е л ь А.Н. Ошибки измерений физических величин. -Л., 1974.
6. К о р н Г., К о р н Т. Справочник по математике для научных работников и инженеров. -М.: Наука, 1968.
7. О к у н е в Ю.Б., П л о т н и к о в В.Г. Принципы системного подхода к проектированию в технике связи. - М.: Связь, 1976.
8. П а в л о в Ю.И., Ш а й н Ю.Я., А б р а м о в Б.И. Проектирование испытательных стендов для авиационных двигателей. -М.: Машиностроение, 1979.
9. С к у б а ч е в с к и й Л.С. Испытания воздушно-реактивных двигателей. - М.: Машиностроение, 1972.
10. С о л о х и н Э.Л. Испытания авиационных воздушно-реактивных двигателей. -М.: Машиностроение, 1975.
11. Ш и б а н о в Г.Л., А д г а м о в Р.И., Д м и т р и е в С.В., К о ж е в н и к о в Ю.В. Автоматизация испытаний и контроля авиационных ГТД. - М.: Машиностроение, 1977.
12. С в е ш н и к о в А.А. Прикладные методы теории случайных функций. -М.: Наука, 1968.

## СО Д Е Р Ж А Н И Е

I. В В Е Д Е Н И Е . . . . .	3
I. Газотурбинный двигатель. Основные схемы, узлы и системы . . .	6
I.1. Турбореактивный двигатель . . . . .	6
I.2.1. Турбореактивный двигатель с форсажной камерой (ТРДФ) . . . . .	12
I.2.2. Турбовинтовые двигатели (ТВД), турбовальные двигатели (ТВАд) и двигатели со свободной турбиной . . . . .	13
I.2.3. Двухконтурный турбореактивный двигатель (ТРДД) . . . . .	14
I.2.4. Двухконтурный турбореактивный двигатель с форсажной камерой (ТРДФ) . . . . .	14
I.3. Системы двигателя . . . . .	15
I.4. Препарирование двигателя . . . . .	16
I.5. Испытания ГТД . . . . .	19
I.5.1. Испытательные стенды . . . . .	24
I.5.2. Испытательные станки . . . . .	25
I.5.3. Расходомеры . . . . .	27
2. Задачи испытаний, решаемые АСНИ-ГТД . . . . .	28
2.1. Контроль процесса запуска двигателя . . . . .	29
2.2. Измерение параметров при приемистостях и сбросах газа . . . . .	31
2.3. Оценка основных термогазодинамических характеристик ГТД . . . . .	35
2.4. Расчет средней температуры газов перед турбиной . . . . .	40
3. Системотехника АСНИ-ГТД . . . . .	45
3.1. Математическая формулировка задачи оптимального проектирования . . . . .	48
3.2. Основные процессы функционирования . . . . .	51
3.3. Пример сравнения вариантов . . . . .	53
3.4. Методы оценки экономической эффективности внедрения . . . . .	56
4. Анализ информационного содержания измерительных сигналов . . . . .	63
4.1. Расчет объема данных . . . . .	63
4.2. Оценка корреляционных функций измерительных сигналов . . . . .	64

- 4.3. Оценка средних значений измеряемых параметров....  
4.4. Особенности обработки результатов измерений.....  
4.5. Ошибки косвенных измерений.....

Л и т е р а т у р а .....

Св.план, 1983, поз. 1006

Владимир Андреевич В и т т и х,  
Виктор Наумович П и н е с,  
Виктор Петрович Я к и м а х а

#### СИСТЕМНЫЙ АНАЛИЗ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ АСНИ ГТД

Редактор Е.Д.А н т о н о в а  
Техн.редактор Н.М.К а л е н ю к  
Корректор С.С.Р у б а н

Подписано в печать 10.10.83 г. Ю 00276.  
Формат 60x84 1/16. Бумага оберточная белая.  
Печать оперативная. Уч.-изд.л. 4,8. Усл.п.л. 4,88.  
Тираж 500 экз. Заказ 7017 Цена 20 к.

Куйбышевский ордена Трудового Красного Знамени  
авиационный институт имени академика С.П.Королева,  
г. Куйбышев, ул. Молодогвардейская, 151.

Обл.тип.им. В.И.Мяги, г. Куйбышев, ул.Венцека, 60.