

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ОБРАЗОВАНИЮ
ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П. КОРОЛЕВА»

В.А. ГРИГОРЬЕВ, И.И. МОРОЗОВ,
В.Т. АНИСКИН

СТЕНДЫ, СТЕНДОВОЕ ОБОРУДОВАНИЕ,
ДАТЧИКИ И СРЕДСТВА ИЗМЕРЕНИЙ
ПРИ ИСПЫТАНИЯХ ВРД

*Утверждено Редакционно-издательским советом университета
в качестве учебного пособия*

САМАРА
Издательство СГАУ
2006

УДК 627.7.036.018 (075)

ББК 39.55

Г843



**Инновационная образовательная программа
"Развитие центра компетенции и подготовка
специалистов мирового уровня в области аэро-
космических и геоинформационных технологий"**

Рецензенты: д-р техн. наук, проф. Н. Д. Быстров,
к-т техн. наук, проф. В. А. Зрелов

Григорьев В.А.

Г834 **Стенды, стендовое оборудование, датчики и средства измерений
при испытаниях ВРД : учеб. пособие / В.А. Григорьев, И.И. Морозов,
В.Т. Анишкин** . – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2006. –
64 с. : ил.

ISBN 5-7883-0433-4

Материалы, приведенные в пособии, позволяют студентам ознакомиться с принципиальным устройством испытательных стендов, назначением и схемами оборудования стендов и их систем. Особое место в пособии занимают датчики и средства измерения при испытаниях ВРД.

Учебное пособие по курсу «Испытания ВРД» по специальности «Авиационные двигатели и энергетические установки».

УДК 627.7.036.018 (075)

ББК 39.55

ISBN 5-7883-0433-4

© Григорьев В.А., Морозов И.И.,

Анишкин В.Т., 2006

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2006

ОГЛАВЛЕНИЕ

Введение	4
ГЛАВА 1. Испытательные стенды.....	7
Вопросы.....	22
ГЛАВА 2. Стендовое оборудование	23
Вопросы.....	31
ГЛАВА 3. Датчики и измерение основных параметров ГТД.....	32
3.1. Измерение давления.....	32
3.2. Измерение температур.....	36
3.3. Измерение расходов жидкости и газа.....	45
3.4. Измерение силы и крутящего момента	49
3.5. Измерение частоты вращения	54
Вопросы.....	56
ГЛАВА 4. Автоматизация испытаний авиационных ГТД.....	57
Вопросы.....	62
Список литературы.....	63

ВВЕДЕНИЕ

Пособие служит в качестве вспомогательного материала, дополняющего курс лекций "Испытания ВРД", и предназначено для студентов специальности 160301 "Авиационные двигатели и энергетические установки".

В пособии приведены схемы современных испытательных стендов и пояснения по их основным элементам и их взаимодействию. Важное место отводится измерениям при испытании ГТД: датчикам и средствам измерения.

В течение жизненного цикла авиационный двигатель подвергается большому числу испытаний, различных по назначению. Уже на начальной стадии разработки нового двигателя, при выборе типа, конструктивной схемы и некоторых основных параметров рабочего процесса, необходимо располагать надежными данными о реально достижимых КПД узлов и элементов проточной части, их характеристик, прочностных показателях, применяемых материалах. Решение этих задач достигается в процессе проведения научно-исследовательских испытаний.

Получение, систематизация и анализ указанных данных - создание научно-технического задела - ведутся задолго до проектирования конкретного двигателя и являются важной частью всего процесса развития авиационной науки [1].

После изготовления первых экземпляров создаваемого двигателя начинается наиболее трудный и длительный этап работы - газодинамическая и прочностная доводка, целью которой является обеспечение требуемых (заявленных данных двигателя во всех высотно-скоростных условиях) прочности и надежности в течение установленного ресурса [1].

Основное содержание доводки составляют многочисленные и разнообразные испытания двигателя, а также отдельных его узлов. В этих испытаниях определяются реальные характеристики двигателя и его систем, оптимизируются режимы совместной работы узлов, выявляются причины отклонений от проектных данных, проверяется эффективность мероприятий по устранению дефектов и улучшению основных показателей двигателя по тяге (мощности), экономичности, устойчивости, надежности [1]. Важное место при этом занимает идентификация математических моделей двигателя,

обеспечивающих контроль качества измерений, восстановление характеристик двигателя устойчивыми методами.

В процессе доводки в конструкцию вносится множество изменений и все они в обязательном порядке должны быть проверены экспериментально. После проведения доводочных работ и выполнения обширного перечня специальных стендовых и летных испытаний двигатель проходит государственные испытания - официальную приемку заказчиком.

В период освоения серийного производства проводятся квалификационные испытания, целью которых являются проверка разработанного технологического процесса, обеспечивающего стабильность качества выпускаемой продукции и определение готовности производства к выпуску двигателей в заданном объеме.

В процессе серийного производства каждый экземпляр двигателя проходит кратковременные испытания - предъявительские (сдаточные) и приемно-сдаточные (контрольные) - с целью проверки качества изготовления и сборки, а также отладки всех агрегатов и систем.

Помимо кратковременных испытаний проводят периодические ресурсные (комиссионные) испытания выборочных экземпляров двигателя с целью проверки его соответствия основным данным и ресурсу.

Для экспериментальной проверки целесообразности введения в производство некоторых конструктивных и технологических изменений с целью улучшения основных данных, увеличения ресурса и т.п., проводят технологические испытания.

В пособии приведены схемы и рисунки основных видов испытательного оборудования систем и установок, обеспечивающих широкий спектр испытаний авиационных ГТД. Проведение испытания опирается на большое количество разнообразных методов и средств измерений. При этом нельзя забывать, что при испытаниях ГТД первичные преобразователи измерительных каналов находятся в особо сложных условиях. Это связано с разнообразием рабочих сред (жидкость, газ, агрессивные среды); с широким температурным диапазоном (от 170 до 2500 К), со значительными вибрациями элементов конструкции. Одно из важных требований, определенное современным уровнем эксперимента к измерительной аппаратуре состоит в обеспечении возможности использования

этой аппаратуры в электрических измерительных системах (как наиболее удобных для усиления и передачи информации) и в системах с автоматической регистрацией и обработкой результатов измерений. Поэтому в пособии, наряду с традиционными первичными преобразователями значительное внимание уделено электрическим измерительным приборам. Для более полного ознакомления с элементами испытательных стендов и систем измерений приведены ссылки на соответствующую учебную и специальную литературу, в которой можно получить подробное описание рассмотренного оборудования, систем и методов измерения.

Пособие будет полезно при изучении курса "Испытания ВРД", при выполнении самостоятельной контролируемой работы, а также при выполнении соответствующих курсовых работ и дипломных проектов.

ГЛАВА 1. ИСПЫТАТЕЛЬНЫЕ СТЕНДЫ

Экспериментальное определение основных технических данных газотурбинных двигателей – испытания ГТД (см. рис. 1.1) – проводят на специальных испытательных стендах, которые обычно объединяются в испытательные станции, испытательные цеха, лаборатории опытно-конструкторских бюро, производственных объединений, НИИ и высших учебных заведений. Типичный испытательный стенд обычно состоит из нескольких помещений: испытательного бокса, кабины наблюдения и вспомогательных помещений. Конструктивно испытательные боксы бывают четырех типов (см. рис. 1.2). В испытательном боксе (см. рис. 1.3 и 1.4) размещается испытательный станок (рис. 1.5...1.8) с установленным на нем двигателем и вспомогательное испытательное оборудование. Испытательный бокс имеет систему подвода воздуха в двигатель и систему удаления отработавших газов, которые оснащаются шумоглушающими устройствами. Кабина наблюдения предназначена для размещения персонала, проводящего испытания, пульта управления двигателем и системами стенда, пультов, на которых установлены приборы наблюдения за работой двигателя и для измерения параметров. Во вспомогательных помещениях производится подготовка двигателя к испытанию, а также размещаются системы, обеспечивающие ход испытания. Важнейшими составными элементами испытательных стендов являются следующие системы: топливная, воздушная, масляная, гидравлическая, противопожарная, измерительная. На рис. 1.9 показана схема установки для испытания ТВД на жестком станке. На эту установку ТВД монтируется в штатной компоновке с редуктором и воздушным винтом. Измерение мощности N_e осуществляется штатным измерителем крутящего момента (ИКМ), при необходимости, тяга измеряется косвенным методом (газодинамическими измерениями). Такие установки используют для предъявительских и прямо-сдаточных испытаний серийных ТВД.

Опытные ТВД чаще всего испытывают на станках, позволяющих точное измерение тяги и крутящего момента (эквивалентной мощности) – см. рис. 1.10.

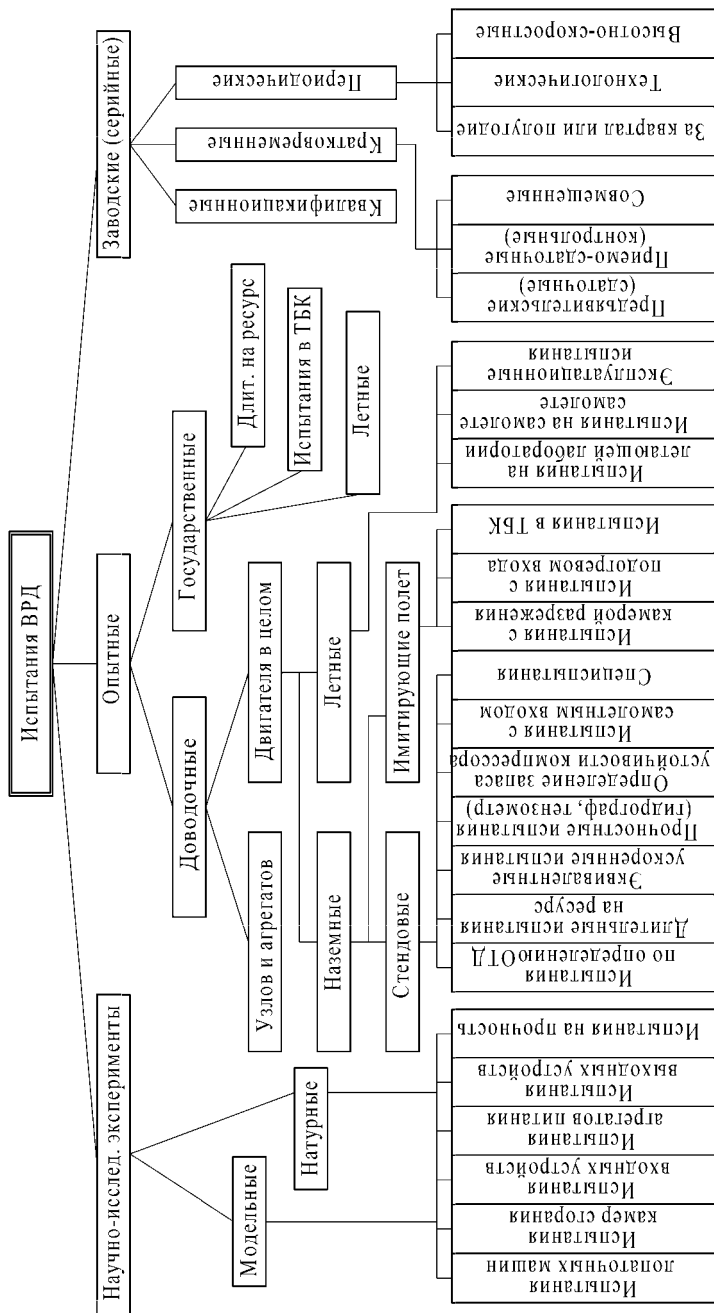


Рис. 1.1. Виды испытаний ВРД

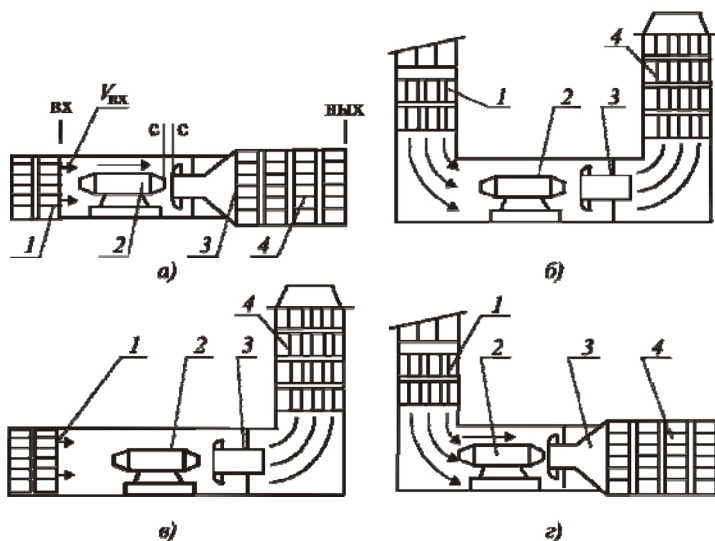


Рис. 1.2. Типы испытательных боксов:

а - горизонтальный; *б* - П - образный; *в*, *г* - Г - образные;

1 - входная часть с шумоглушителем; *2*-ГТД; *3*- эжекторная выхлопная труба;
4- выходная часть с шумоглушителем

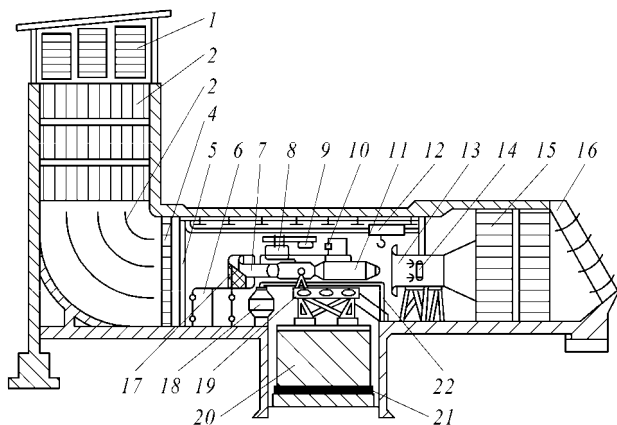


Рис. 1.3. Г-образный испытательный бокс [4, с. 110]:

1 – входная шахта; *2* – глушители шума на входе; *3* – направляющие пластины; *4* – выравнивающая решетка; *5* – жалюзи; *6* – ворота; *7* – лемнискатный входной насадок; *8* – бронешит; *9* – окно кабины наблюдения; *10* – дверь в бокс; *11* – испытуемый двигатель; *12* – электроподъемник; *13* – эжекторная выхлопная труба; *14* – водяные форсунки; *15* – шумоглушение на выходе; *16* – отбойная решетка; *17* – защитная сетка; *18* – калорифер; *19* – подвижная платформа с силоизмерительным устройством; *20* – фундамент; *21* – виброизолирующая подушка; *22* – монтажно-обслуживающая площадка

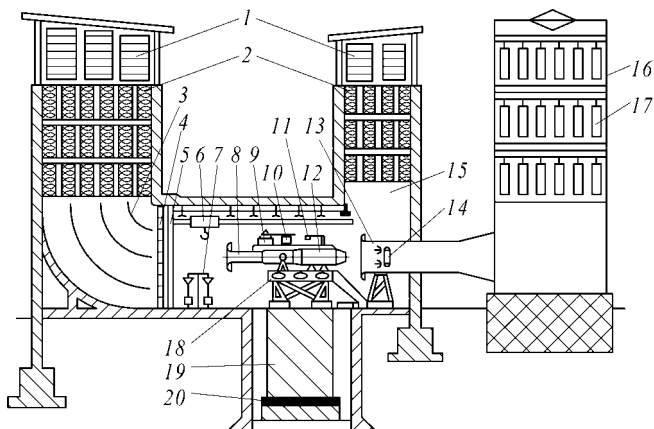


Рис. 1.4. Бокс с вертикальным расположением шахт:

1 – входная шахта; 2 – глушители шума; 3 – направляющие пластины; 4 – выравнивающая решетка; 5 – жалюзи; 6 – электроподъемник; 7 – ворота; 8 – лемнискатный входной насадок; 9 – бронешит; 10 – окно кабины наблюдения; 11 – дверь в бокс; 12 – испытываемый двигатель; 13 – эжекторная выхлопная труба; 14 – водяные форсунки; 15 – дополнительная шахта подвода воздуха; 16 – выхлопная шахта; 17 – элементы шумоглушения; 18 – подвижная платформа с силоизмерительным устройством; 19 – фундамент; 20 – виброизолирующая подушка

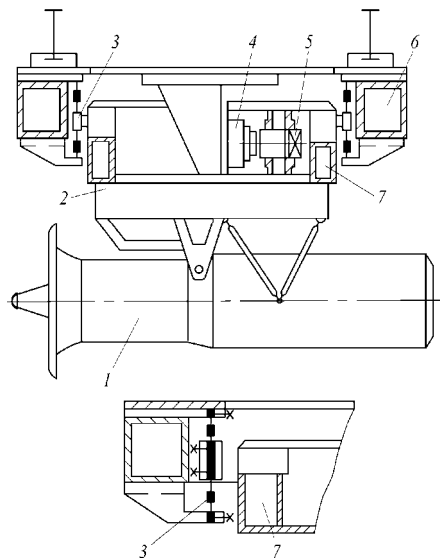


Рис. 1.5. Схема силоизмерительного устройства с подвеской к потолку [3, с. 94]: 1 – испытываемый двигатель; 2 – быстросъемная рама; 3 – комбинированный упругий шарнир (растяжения-сжатия); 4 – датчик силоизмерителя; 5 – силопередающий упор; 6 – рама станины; 7 – подвижная платформа

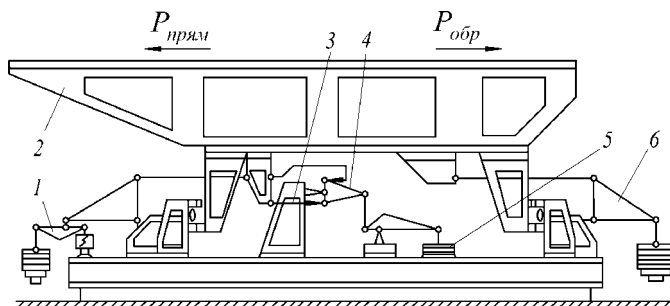


Рис. 1.6. Схема силоизмерительного устройства для измерения прямой и обратной сил тяги двигателя (когда идет испытание грузы с градуировочных систем 1 и 6 снимают) [4, с. 164]:

1 – градуировочная система прямой силы тяги; 2 – подвижная платформа; 3 – силоизмерительная штанга обратной силы тяги; 4 – силоизмерительная штанга прямой силы тяги; 5 – датчик силоизмерителя; 6 – градуировочная система обратной силы тяги

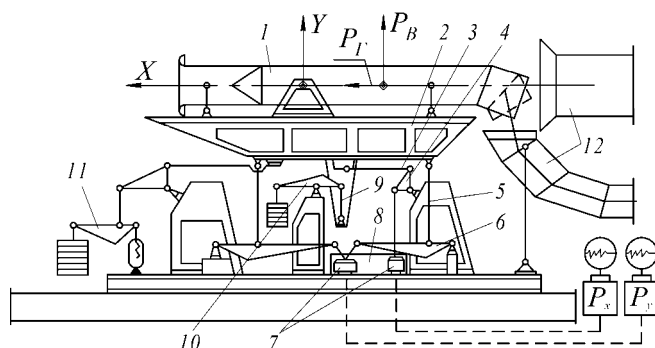


Рис. 1.7. Схема двухкомпонентного силоизмерительного устройства с одной подвижной платформой [4, с. 167]:

1 – испытуемый двигатель; 2 – подвижная платформа; 3 – силоизмерительная тяга; 4 – силоприемный рычаг; 5 – шарнирная стойка; 6 – рычаг системы измерения вертикальной тяги; 7 – датчики усилия; 8 – термостат; 9 – шарнирная тяга; 10 – градуировочная система измерения вертикальной тяги; 11 – градуировочная система измерения горизонтальной тяги; 12 – выхлопные трубы

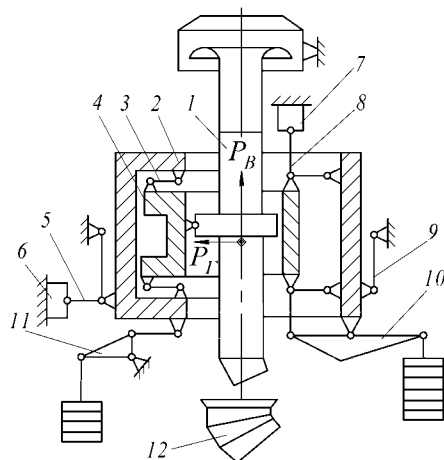


Рис. 1.8. Схема двухкомпонентного силоизмерительного устройства для испытания подъемных двигателей (в рабочем состоянии грузы с градуировочных систем 10, 11 снимаются) [4, с. 166]:

1 – испытуемый двигатель; 2 – подвижная платформа системы измерения горизонтальной составляющей силы тяги; 3 – силовой приемная тяга; 4 – подвижная платформа системы измерения вертикальной составляющей силы тяги; 5 – силовой приемная тяга; 6 – датчик горизонтальной составляющей силы тяги; 7 – датчик вертикальной составляющей силы тяги; 8 – силовой приемная тяга; 9 – упругая подвеска; 10 – градуировочная система измерения вертикальной составляющей силы тяги; 11 – градуировочная система измерения горизонтальной составляющей силы тяги; 12 – выхлопная труба

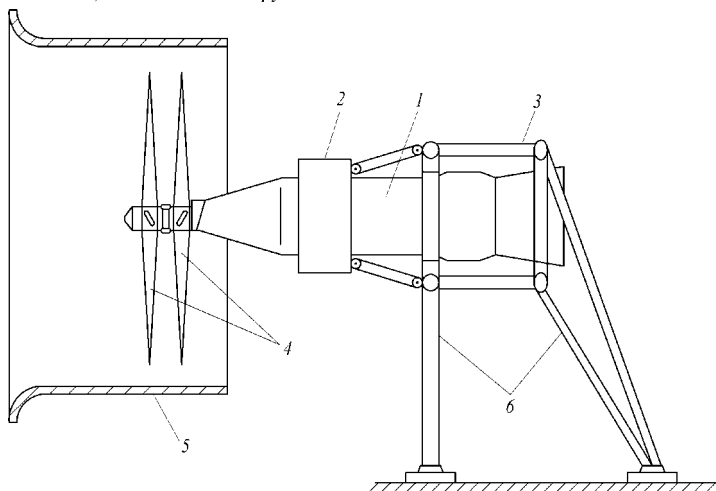


Рис. 1.9. Схема установки для испытания ТВД на жестком станке:

1 – испытуемый двигатель; 2 – редуктор ТВД; 3 – подмоторная рама; 4 – двухрядный воздушный винт; 5 – туннельный канал; 6 – испытательный станок жесткого типа

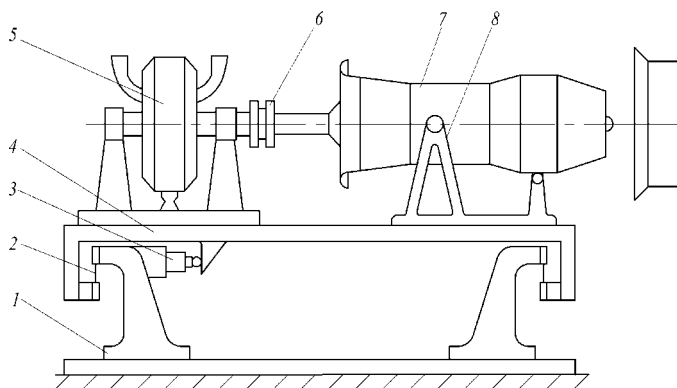


Рис. 1.10. Схема испытательного силоизмерительного устройства для определения эквивалентной мощности ТВД [1, с. 189; 2, с. 48]:

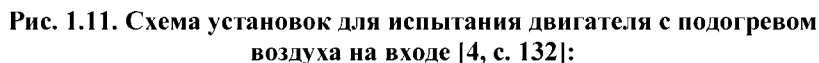
1 – станина испытательного станка; 2 – гибкие стальные ленты; 3 – датчик силы тяги; 4 – подвижная платформа; 5 – гидротормоз; 6 – валопровод от двигателя к гидротормозу; 7 – испытываемый двигатель; 8 – узлы крепления двигателя

Испытания с подогревом воздуха на входе в двигатель (см. рис. 1.11) позволяют определить влияние повышенных температур атмосферного воздуха на характеристики двигателя, работу его систем и на прочностные характеристики материалов. Подогрев осуществляется либо за счет подмешивания выхлопных газов испытуемого двигателя (рис. 1.11,*а*), либо за счет подмешивания выхлопных газов вспомогательного ГТД (рис. 1.11,*б*), либо за счет сгорания топлива в дополнительной камере сгорания (рис. 1.11,*в*).

При существенных скоростях полета, даже на значительной высоте полета, давление воздуха становится выше атмосферного. При этом возрастает массовый расход воздуха, и увеличиваются механические нагрузки на детали турбокомпрессора. Совместное влияние повышенных значений температуры и давления воздуха на входе в двигатель проверяется на установках с подогревом и наддувом. На рис. 1.12 показана замкнутая схема установки с использованием энергии выхлопных газов испытуемого двигателя.

Наддув и подогрев воздуха от вспомогательного ГТД осуществляется на установке, схема которой приведена на рис. 1.13. Наиболее совершенная схема наддува и подогрева воздуха с двумя вспомогательными ГТД показана на рис. 1.14.

Испытания двигателя в высотных условиях позволяют определить влияние уменьшения давления и температуры на работу его узлов, снять высотно-скоростные характеристики, проверить запасы устойчивой работы двигателя, отладить процессы запуска и



а – подогрев воздуха за счет подмешивания выхлопных газов испытуемого двигателя; *б* – подогрев воздуха за счет подмешивания выхлопных газов вспомогательного ГТД; *в* – подогрев воздуха за счет сгорания топлива в дополнительной камере сгорания; *1* – вентилятор подачи выхлопных газов на вход; *2* – вспомогательный ГТД; *3* – система подсоса чистого воздуха из атмосферы; *4* – эжектор; *5* – перепуск газов в атмосферу; *6* – система подачи горячего воздуха на обогрев внешней поверхности испытываемого двигателя; *7* – сопло подачи теплого воздуха на вход испытуемого двигателя; *8* – канал для подвода горячего воздуха; *9* – испытываемый двигатель; *10* – система подсоса воздуха в камеру разряжения; *11* – камера разряжения; *12* – дополнительная камера сгорания



1 – испытуемый двигатель; 2 – выпускной канал второго контура; 3 – эжекторная вставка и выхлопная труба; 4 – канал подачи дополнительного воздуха от компрессора через эжектор

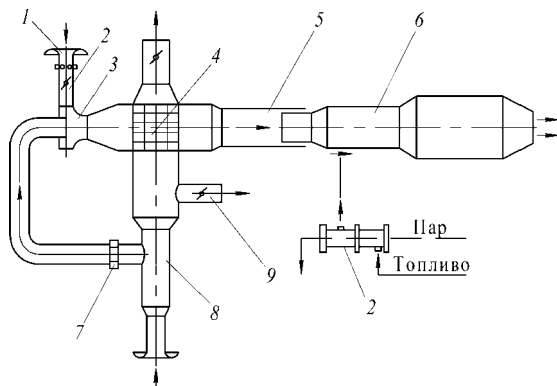


Рис. 1.13. Схема установок для испытания двигателя с наддувом и подогревом воздуха на входе [1, с. 139]:

1 – система подсоса воздуха из атмосферы; 2 – измерение расхода воздуха, засасываемого из атмосферы; 3 – эжектор; 4 – теплообменник; 5 – телескопическое соединение двигателя с воздухопроводом; 6 – испытываемый двигатель; 7 – измерение расхода воздуха, отбираемого от вспомогательного двигателя; 8 – вспомогательный двигатель; 9 – регулируемый перепуск горячих газов в атмосферу; 10 – паровой подогреватель топлива, подаваемого в испытываемый двигатель

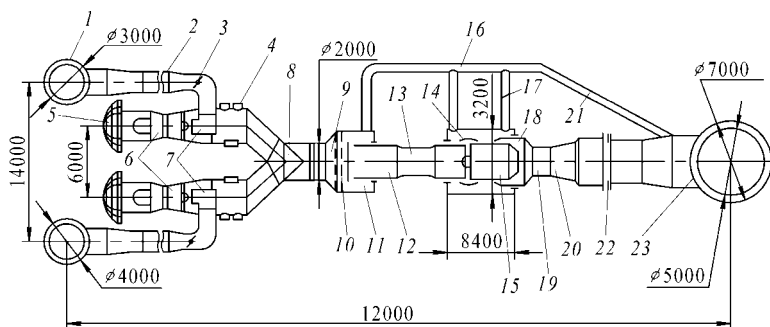


Рис. 1.14. Схема стенда для испытаний ГТД с наддувом и подогревом воздуха на входе от двух вспомогательных ГТД-газогенераторов и камерой разряжения на выходе [3, с. 42]:

1 – выхлопная шахта ГТД-газогенератора; 2 – горизонтальный глушитель; 3 – водоохлаждаемая дроссельная заслонка; 4 – предохранительные клапаны; 5 – входная защитная сетка; 6 – ГТД-газогенератор; 7 – патрубки отвода выхлопных газов от ГТД-газогенератора; 8 – пластинчатый смеситель; 9 – диффузор; 10 – спрямляющая сетка; 11 – улитка отсоса пограничного слоя; 12 – входной насадок; 13 – труба Вентури для измерения расхода воздуха для испытываемого двигателя; 14 – эластичные уплотнения; 15 – испытываемый двигатель; 16 – дроссель перепуска; 17 – дроссель-регулятор обдува двигателя; 18 – камера разряжения; 19 – кормовой диффузор; 20 – выхлопной трубопровод; 21 – перепускной трубопровод; 22 – заслонка; 23 – выхлопная шахта испытываемого двигателя

процессы горения в основных и форсажных камерах сгорания, определить вибрационные характеристики двигателя, отладить работу системы автоматического управления, проверить работу топливной и масляной систем.

Известны два основных типа ТБК: с присоединенным трубопроводом (рис. 1.15), с перегородкой (рис. 1.16) и схема расположения двигателя в ТБК показана на рис. 1.17. Недостатками ТБК второго типа является большая инерционность стенда, из-за которой требуется длительное время для выхода на стационарный режим; снижение предельно достижимой имитируемой высоты из-за перетекания воздуха через радиальный зазор между двигателем и перегородкой; снижение точности измерения отдельных параметров из-за нагрева всего оборудования и части приборов, размещенных внутри термобарокамеры.

ТБК с трубопроводом лишена этих недостатков. Дополнительно к этому, уменьшаются затраты времени на монтаж двигателя в камере.

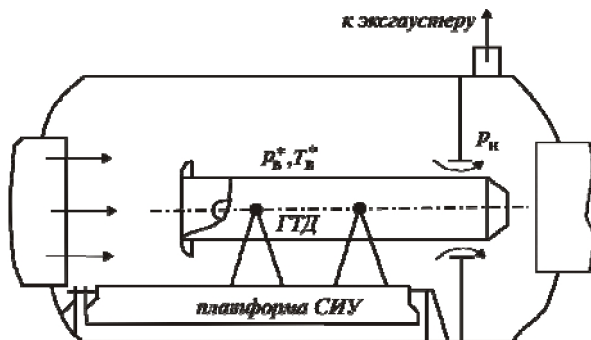


Рис. 1.15. Схема ТБК с присоединенным трубопроводом

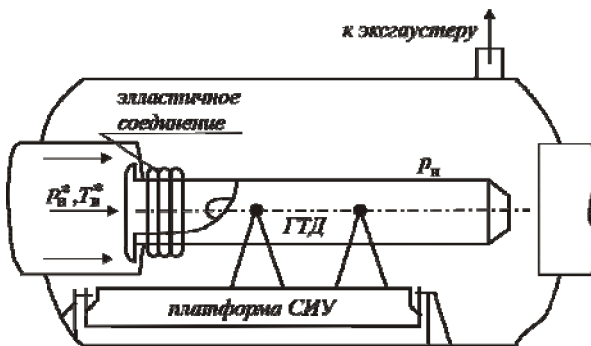


Рис. 1.16. Схема ТБК с перегородкой

Для испытаний двигателя с самолетным воздухозаборником со сверхзвуковым обдувом применяются специальные высотные стенды – аэродинамические трубы (см. рис. 1.18, 1.19, 1.20). Обдув двигателя, из-за ошибок в оценке его внешнего сопротивления, практически не позволяет точно измерить тягу. Поэтому в аэродинамических трубах исследуют обычно только влияние внешних возмущений воздушного потока на работу двигателя.

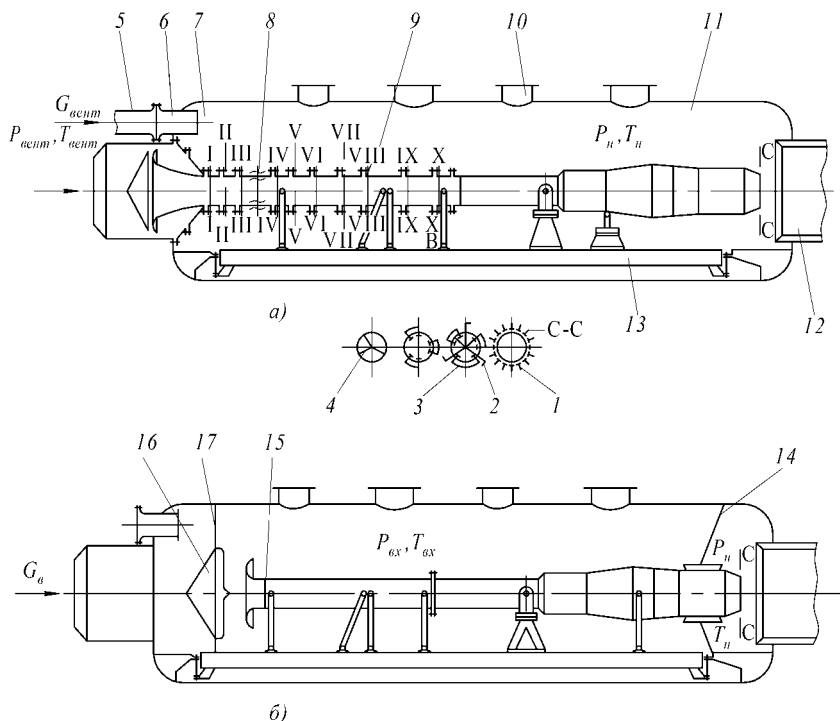


Рис. 1.17. Схема расположения двигателя в термоборокамере высотного стенда при испытаниях по параметрам торможения [3, с. 34]:

а) компоновка двигателя с присоединенным трубопроводом на входе; б) компоновка двигателя с перегородкой; 1 – приемники статического давления; 2 – трубки Пито; 3 – гребенки давления заторможенного потока; 4 – гребенки термпар; 5 – патрубок подвода воздуха для вентиляции ТБК; 6 – входная защитная сетка; 7 – коллектор впрыска воды при проведении специальных испытаний; 8 – эластичные уплотнения; 9 – входной измерительный участок присоединенного трубопровода (среднее расстояние между измерительными сечениями I...X, равное 60...700 мм, расстояние от крайнего измерительного сечения IX до входа в компрессор – 500...6000 мм); 10 – предохранительный клапан; 11 – ТБК; 12 – выхлопной трубопровод с охлаждением; 13 – подвижная платформа силоизмерительного устройства; 14 – перегородка; 15 – входной лемнискатный насадок; 16 – обтекатель; 17 – сетка

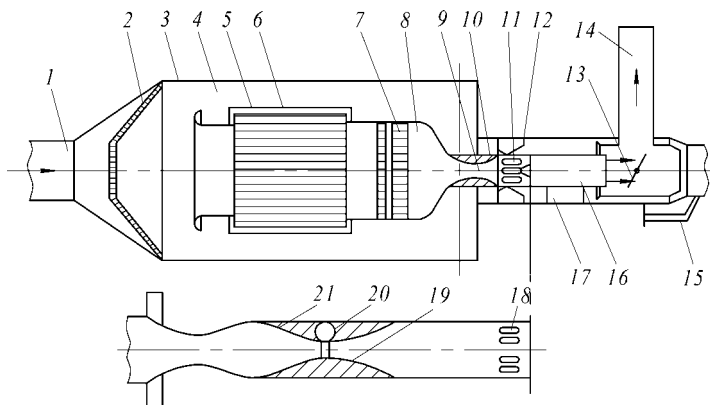


Рис. 1.18. Схема высотного стенда для испытаний ГТД [3, с.35]:

1 – трубопровод подачи воздуха; 2 – конус распределитель потока воздуха; 3 – охлаждаемые стенки входной камеры; 4 – входная камера; 5 – воздухоподогреватель; 6 – теплозащитные экраны; 7 – устройства для спрямления потока; 8 – сужающееся дозвуковое сопло; 9 – дозвуковой участок самолетного воздухозаборника; 10 – участок натурного воздуховода; 11 – щели для перепуска воздуха; 12 – экраны, моделирующие искажение потока самолетным воздухозаборником перед двигателем; 13 – дроссельная заслонка для перепуска; 14 – трубопровод выхлопа в атмосферу; 15 – паровой эжектор нулевой ступени; 16 – испытуемый двигатель; 17 – силовизмерительное устройство; 18 – профилированная вставка для моделирования потока на входе в горловину; 19 – критическое сечение воздухозаборника; 20 – конечный участок самолетного воздухозаборника; 21 – однонократное регулируемое сопло

Даже самые совершенные современные методы проектирования авиационного двигателя не позволяют отказаться от проведения большого объема экспериментально-доводочных работ, связанных с отработкой его надежности и ресурса. Используемые для этого длительные испытания, проводимые по программам, учитывающим особенности работы двигателя в эксплуатации, при больших значениях ресурса (более 3000 ч) становятся тормозом доводки как по времени, так и по затратам. Поэтому в настоящее время для ускорения доводки двигателя по ресурсу используют эквивалентно-циклические испытания. В таблице 1.1 для основных деталей двигателя показано значение прочностных факторов, определяющих ресурс, для формирования видов испытаний по ускоренной эквивалентной программе. А на рис. 1.21 и рис. 1.22 показано изменение режимов работы двигателя при проведении этапов эквивалентно-циклических испытаний (для ТРДД и ТРДДФ соответственно).

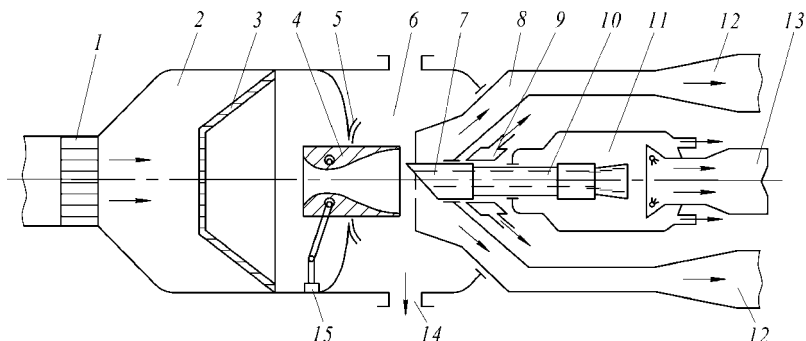


Рис. 1.19. Схема стенда с обдувом входного устройства двигателя сверхзвуковым воздушным потоком [4, с.140]:

1 – спрямляющая решетка; 2 – ресивер; 3 – конус-распределитель потока воздуха; 4 – стендовое сопло; 5 – шаровая опора, уплотняющая подвижное соединение сопла и диафрагмы, разделяющей две камеры ресивера; 6 – высотная камера; 7 – самолетный воздухозаборник; 8 – стендовый диффузор; 9 – канал для удаления воздуха, сливаемого из пограничного слоя горла воздухозаборника; 10 – испытуемый двигатель; 11 – термобарокамера; 12 – канал стендового диффузора; 13 – эжекторная выхлопная труба; 14 – отсос воздуха из высотной камеры; 15 – силовой домкрат, для изменения угла атаки воздуха, поступающего через стендовое сопло

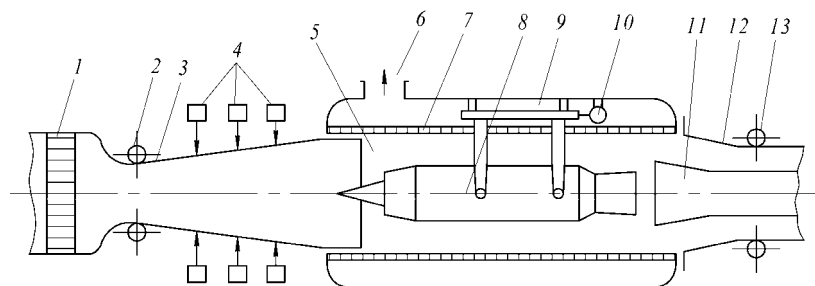


Рис. 1.20. Схема моторной аэродинамической трубы [4, с.143]:

1 – спрямляющая решетка; 2 – механизм изменения критического сечения сопла; 3 – регулируемое сопло аэродинамической трубы; 4 – домкраты, изменяющие профиль сопла; 5 – рабочая часть аэродинамической трубы; 6 – отсос воздуха; 7 – перфорированная стенка рабочей части аэродинамической трубы; 8 – испытуемый двигатель; 9 – подвеска двигателя на подвижной платформе; 10 – измеритель (датчик) тяги; 11 – эжекторная выхлопная труба; 12 – внешний диффузор аэродинамической трубы; 13 – механизм изменения конфигурации внешнего диффузора

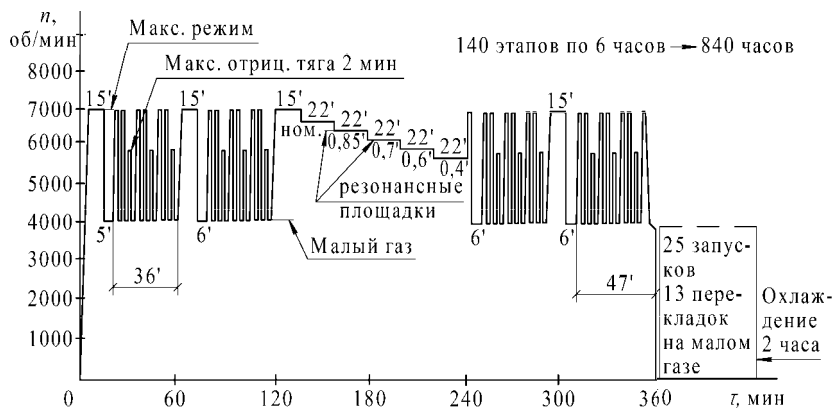


Рис. 1.21. Типовой этап программы эквивалентно-циклических испытаний ТРДД для дозвукового самолета, соответствующей 5000 часов наработки в эксплуатации [5, с. 181]

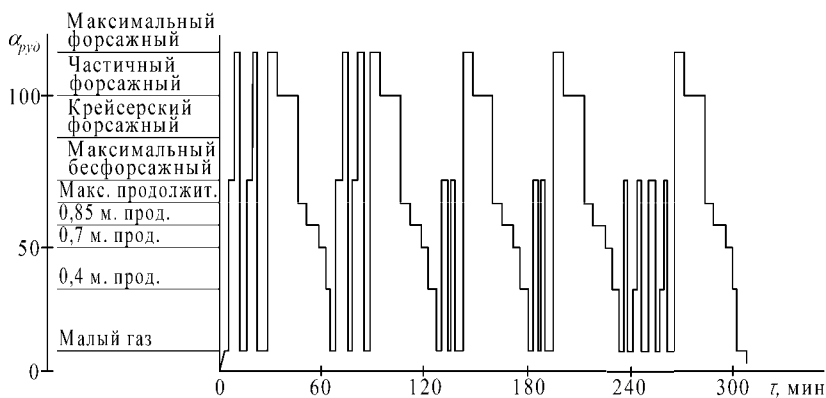


Рис. 1.22. Типовой этап программы эквивалентно-циклических испытаний ТРДДФ для СПС, соответствующей 500 часов наработки (без подогрева воздуха на входе) [5, с. 186]

Таблица 1.1

Наименование деталей ГТД	Факторы, определяющие ресурс				
	Длительная прочность	Износ и контактная выносливость	Усталостная прочность	Повторное статическое нагружение	Термостойкость
	Виды испытаний в ускоренной эквивалентной программе				
	Максимальный режим	Макс. режим и критич. частота вращения	Резонанс и критич. частота вращения	Запуски, приемистости, реверсирование, включение форсажного режима	
Рабочие лопатки турбины	+		+	+	+
Сопловые лопатки турбины	+		+	+	+
Замки крепления лопаток турбины	+	+	+	+	
Диски турбины	+		+	+	+
Рабочие и направляющие лопатки компресора		+	+	+	
Замки крепления лопаток компресора		+	+	+	
Диски компресора и валы	+		+	+	
Корпус компресора	+		+	+	
Корпус турбины и камеры сгорания	+		+	+	+
Подшипники, шестерни и шлицы		+	+	+	
Опоры	+		+	+	

Вопросы

Какие виды испытаний проходят ВРД за свой жизненный цикл?

Проанализируйте основные типы испытательных боксов.

Как организуется шумоглушение в испытательных боксах?

Какие силоизмерительные устройства используют при испытаниях ВРД?

На каких установках проводят испытания ТВД?

Какие цели ставят при испытаниях авиационных двигателей на стендах с наддувом и подогревом?

Назовите два основных типа ТБК. В чем их главные отличия?

Какие задачи решают при испытаниях двигателя в аэродинамических трубах?

В чем сущность эквивалентно-циклических испытаний?

ГЛАВА 2. СТЕНДОВОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Стенды и боксы для проведения испытаний оснащаются различными вспомогательными системами, оборудованием и установками. Рассмотрим некоторые из них.

Топливная система

Топливная система решает задачу бесперебойной подачи очищенного топлива и точное измерение его расхода, обеспечивая при этом пожарную безопасность.

На рис. 2.1 показана схема стендовой топливной системы. Такая система обеспечивает подачу разных сортов топлива с разной температурой.

Масляная система

При испытаниях ГТД с автономной масляной системой стендовая система обеспечивает подачу масла в двигатель при проведении его испытаний на подогретом или охлажденном масле, а также для консервации двигателя путем подачи горячего масла в топливную систему. Такая схема показана на рис. 2.2.

Специальная система подачи масла применяется при испытаниях ГТД с неавтономной масляной системой (см. рис. 2.3). Масло обычно подается шестеренчатым насосом через регуляторы и фильтр. В случае необходимости для охлаждения масла используется водяные радиаторы и дополнительные фильтры. Прокачка масла определяется расходомером

Установки для испытания узлов двигателя

Современный стенд для испытания компрессора должен обеспечивать привод агрегата, требуемые расход воздуха, давление и температуру на входе в компрессор, возможность измерения, контроля и обработки данных. Исследования компрессоров различных схем выполняются на основных и переходных режимах, при различной частоте вращения и степени повышения давления. Для испытания натуральных компрессоров, вентиляторов требуются двигатели и измерители крутящего момента больших мощностей. На рис. 2.4...2.7 показаны схемы стендов и испытательных установок, обеспечивающие такие испытания.

Повышение температуры газа перед турбиной приводит к существенному повышению экономичности, резкому росту удельной

мощности или тяги, уменьшению массы и габаритных размеров. С другой стороны, тепловая нагрузка на элементы высокотемпературного двигателя, особенно на рабочие лопатки турбины существенно возрастает.

При автономных испытаниях турбин основными задачами является получение их характеристик в широком диапазоне изменения температуры газа, расхода охлаждающего воздуха, перепада давления, а также исследование прочности и теплового состояния (термометрирование) лопаток и дисков. На рис. 2.8 показана схема стенда для испытаний турбин в натурных условиях. Мощность турбины поглощается гидротормозом (возможно применение для этих целей электрических генераторов и компрессоров).

Для испытаний турбины в условиях близких к высотным, предназначены стенды, работающие на просасывание (см. рис. 2.9 и 2.10). Подогретый воздух поступает на турбину, а за ней создается разрежение с помощью эксгаустера или эжектора. Испытания могут проводиться как при повышенных, так и при пониженных температурах. На рис. 2.11 показана схема экспериментальной установки для испытаний моделей выходных устройств.

Целью испытаний сопел ВРД является определение их характеристик: зависимостей коэффициента расхода $\mu = G_{\text{реал}}/G_{\text{теор}}$, коэффициента скорости $\varphi = \lambda_{\text{с реал}}/\lambda_{\text{с теор}}$, коэффициента восстановления полного давления $\sigma = p_t^*/p_c^*$, коэффициента потери импульса $j = Y_{\text{с реал}}/Y_{\text{с теор}}$, коэффициента тяги $c_{\text{ре}} = p_{\text{с реал}}/p_{\text{с теор}}$ от степени расширения газа в выходном устройстве. Испытания обычно проводят на моделях, но бывают испытания и полноразмерных выходных устройств.

На рис. 2.12 и 2.13 показаны схемы вспомогательных испытательных установок, обеспечивающих подачу сжатого воздуха для наддува основного испытуемого двигателя. Первая установка работает на базе авиационного ГТД, от компрессора которого отбирается воздух. Вторая установка подает воздух из компрессора воздушной турбины, который приводится свободной турбиной, ее работу обеспечивает избыточная свободная энергия, вырабатываемая турбокомпрессорным агрегатом.

Задачу подачи кондиционного воздуха с заданными значениями давления и температуры, направляемого в термобарокамеру или аэродинамическую трубу для обеспечения работы испытуемого двигателя, и задачу создания пониженного давления, соответствующего заданной высоте полета, на срезе сопла двигателя решает компрессорно-эксгаустерная станция, схема которой показана на рис. 2.14.

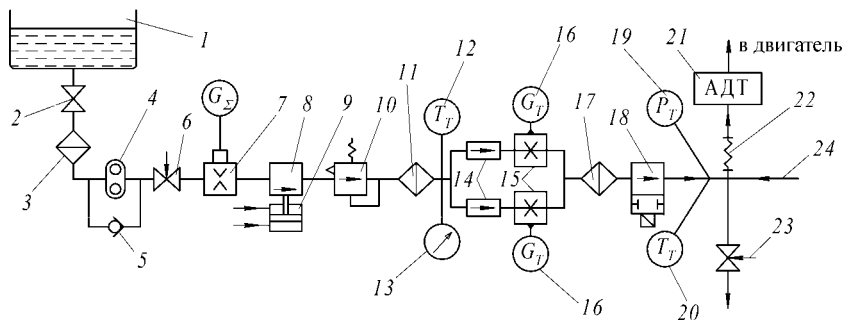


Рис. 2.1. Схема стеновой топливной системы:

1 – топливный расходный бак; 2 – вентиль; 3 – фильтр грубой очистки топлива; 4 – шестеренчатый насос; 5 – обратный клапан; 6 – кран; 7 – дроссельный расходомер; 8, 9 – регулирующий пневматический клапан; 10 – отсечной кран; 11 – промежуточный фильтр; 12 – измерение температуры топлива; 13 – измерение давления топлива; 14 – клапана переключения; 15 – турбинные расходомеры; 16 – указатель расходомеров; 17 – фильтр тонкой очистки; 18 – электроклапан; 19 – измерение давления топлива; 20 – измерение температуры топлива; 21 – автомат дозирующий топливо; 22 – устройство для подогрева топлива; 23 – кран аварийного слива; 24 – магистраль подачи топлива при консервации

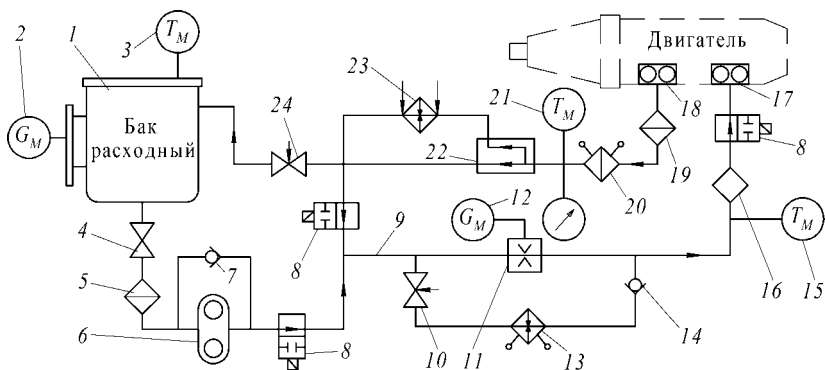


Рис. 2.2. Схема внешней масляной системы стэнда:

1 – расходный масляный бак; 2 – расходомер уровня типа; 3 – измерение температуры масла; 4 – кран; 5 – фильтр грубой очистки; 6 – шестеренчатый насос; 7 – обратный клапан; 8 – электроклапан; 9 – магистраль подачи масла; 10 – отсечной кран; 11 – дроссельный расходомер; 12 – указатель расхода; 13 – подогреватель электрический; 14 – обратный клапан; 15 – измерение температуры и давления масла; 16 – фильтр тонкой очистки; 17 – насос подачи масла в двигатель; 18 – насос очистки масла из двигателя; 19 – фильтр масляный; 20 – масляный фильтр с сигнализатором стружки; 21 – измерение температуры и давления; 22 – терморегулятор; 23 – водомасляный радиатор охладителя; 24 – кран

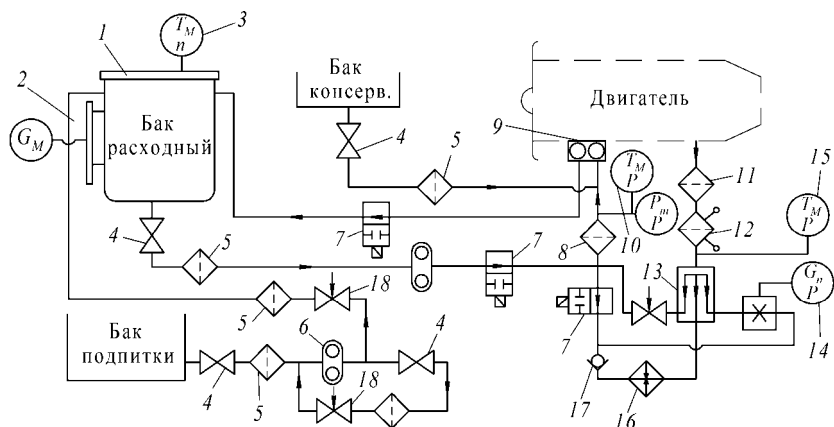


Рис. 2.3. Схема стендовой короткозамкнутой масляной системы:

1 – расходный масляный бак; 2 – расходомер уровня типа; 3 – измерение температуры масла; 4 – кран; 5 – фильтр грубой очистки; 6 – шестеренчатый насос; 7 – электроклапан; 8 – фильтр тонкой очистки; 9 – насос подачи масла в двигатель; 10 – измерение температуры и давления; 11 – фильтр; 12 – масляный фильтр с сигнализатором стружки; 13 – терморегулятор; 14 – расходомер дроссельного типа; 15 – измерение температуры масла; 16 – топливно-масляный радиатор; 17 – обратный клапан; 18 – кран

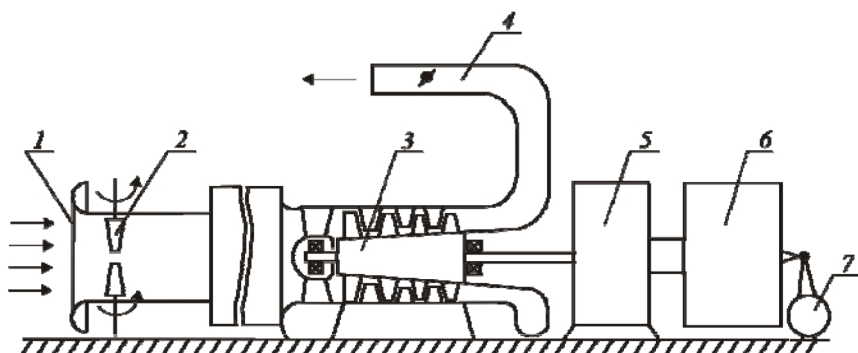


Рис. 2.4. Схема открытого стенда для испытания компрессоров
[1, с. 258]:

1 – входной лемнискатный насадок; 2 – входное дросселирующее устройство; 3 – испытуемый компрессор; 4 – выходное дросселирующее устройство; 5 – мультипликатор; 6 – балансирный электродвигатель; 7 – измеритель крутящего момента

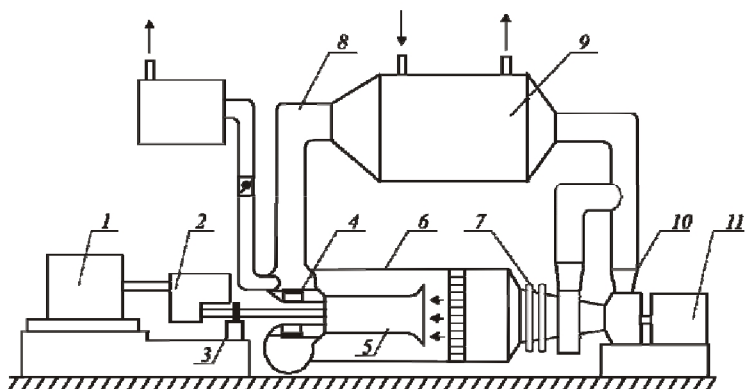


Рис. 2.5. Схема стенда, выполненного по замкнутому контуру с барокамерой для испытания компрессоров:

1 – главный электродвигатель; 2 – мультипликатор; 3 – измеритель крутящего момента; 4 – выходной дроссель; 5 – испытываемый компрессор; 6 – барокамера; 7 – входной дроссель; 8 – вакуумный насос; 9 – теплообменник; 10 – турбохолодильник; 11 – компрессор, загружающий холодильную турбину

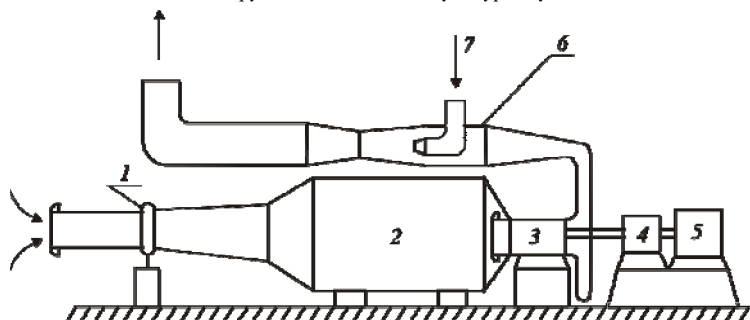


Рис. 2.6. Схема стенда с эжектором для испытаний ступеней или малоступенчатых компрессоров:

1 – входной дроссель; 2 – ресивер; 3 – испытуемый компрессор; 4 – мультипликатор; 5 – приводной электродвигатель; 6 – эжектор; 7 – подача сжатого воздуха

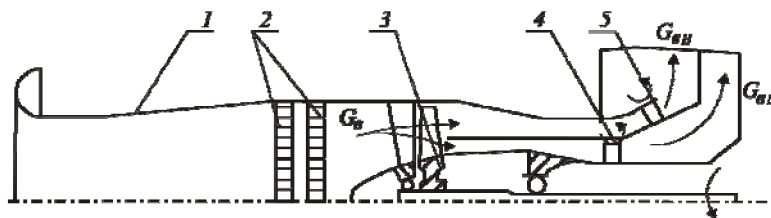


Рис. 2.7. Схема стенда для испытаний двухконтурных компрессоров (вентиляторов): 1 – входной лемнискатный патрубок; 2 – успокоительная решетка; 3 – испытываемый компрессор; 4 – выходной дроссель наружного контура; 5 – выходной дроссель внутреннего контура

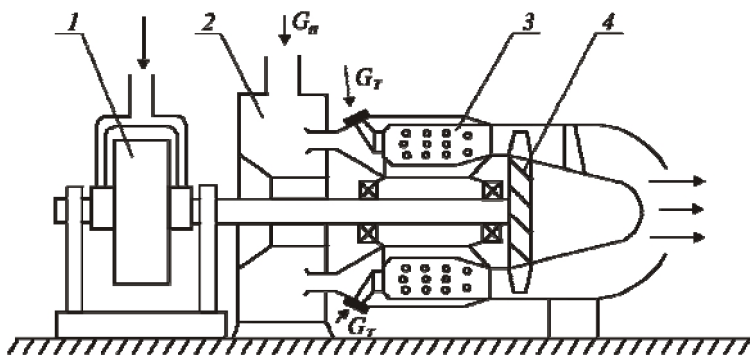


Рис. 2.8. Схема стенда для испытаний турбин в натуральных условиях [1, с.262]: 1 – гидротормоз; 2 – ресивер подвода сжатого воздуха; 3 – камера сгорания; 4 – испытываемая турбина

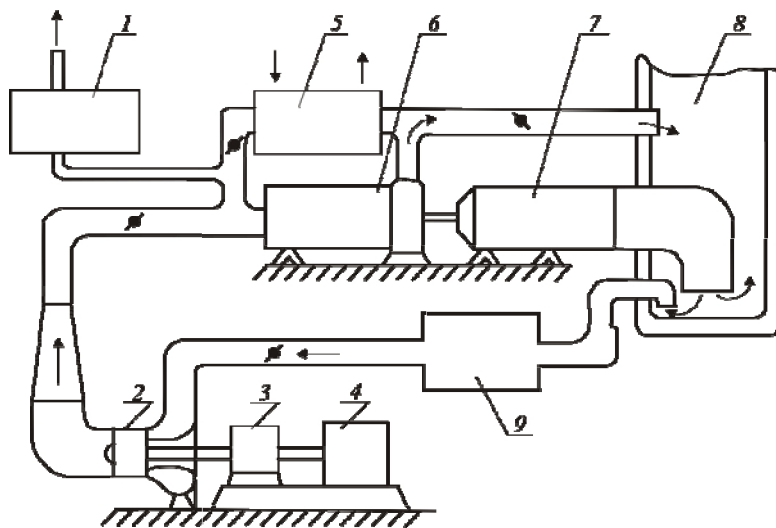


Рис. 2.9. Схема стенда для испытаний натурных турбин, работающих на просос от эксгаустера:

1 – вакуумный насос; 2 – испытываемая турбина; 3 – редуктор; 4 – гидротормоз; 5 – водо-воздушный теплообменник; 6 – эксгаустер; 7 – ГТД привода эксгаустера; 8 – шахта выхлопа; 9 – смеситель

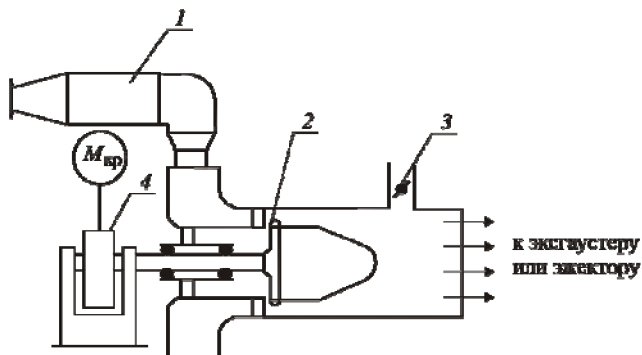


Рис. 2.10. Схема стенда, работающего на просос для испытания турбин[1, с. 263]: 1 – подогреватель воздуха; 2 – испытываемая турбина; 3 – регулирующая заслонка; 4 – гидротормоз

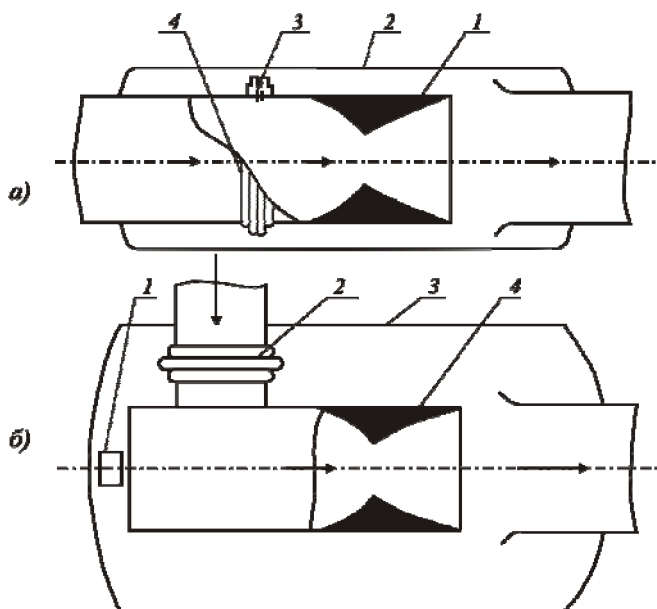


Рис. 2.11. Схема экспериментальной установки для испытаний моделей сопел: а – с входным импульсом; б – без входного импульса; 1 – модель сопла; 2 – барокамера; 3 – весовое устройство; 4 – гибкий сифон

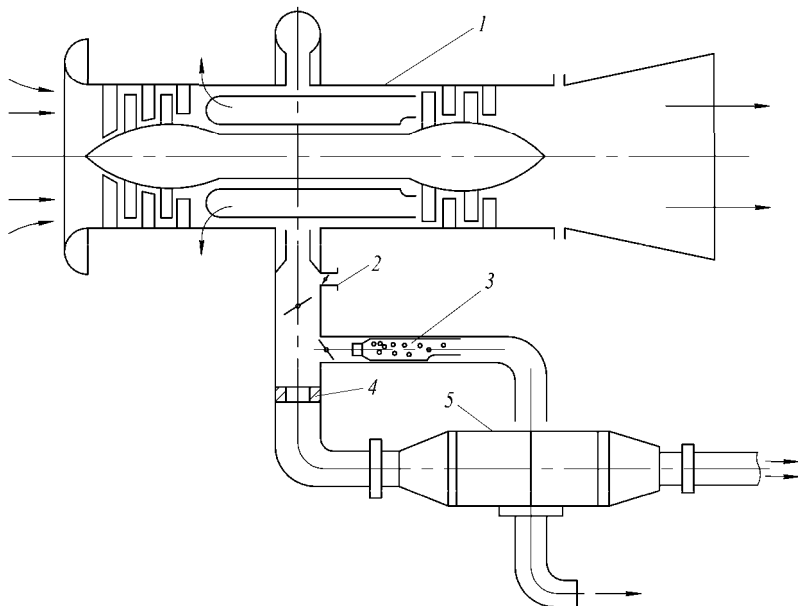


Рис. 2.12. Схема воздуходувки, выполненной на базе серийного авиационного ТРД с отбором воздуха за компрессором [4, с. 150]:

1 – ТРД с отбором воздуха за компрессором; 2 – перепуск воздуха в атмосферу;
3 – камера сгорания; 4 – измеритель расхода воздуха; 5 – теплообменник

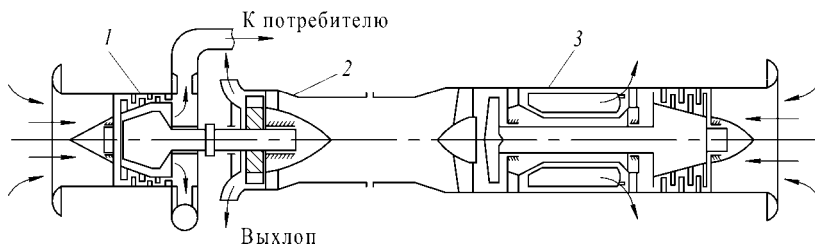


Рис. 2.13. Схема подключения ТРД в качестве генератора газа к турбокомпрессорному агрегату [4, с. 151]:

1 – компрессор воздуходувки из ступеней серийного двигателя; 2 – приводная турбина;
3 – серийный ГТД-газогенератор

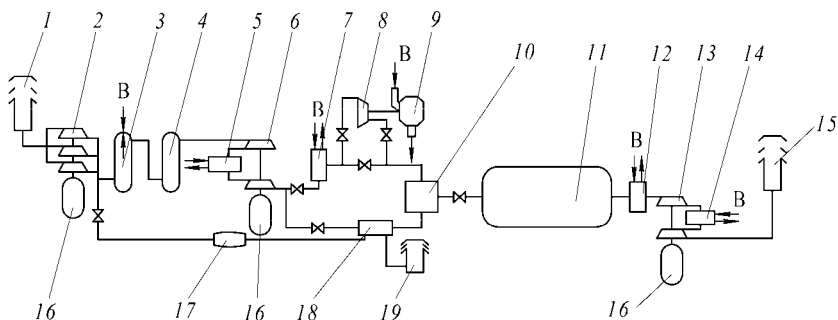


Рис. 2.14. Схема компрессорно-эксгаустерной станции для обеспечения испытаний ГТД в высотнo-скоростных условиях [3, с.61; 4, с.148]:

1 – входная шахта шумоглушения; 2 – низконапорные компрессоры; 3 – воздухоочиститель; 4 – влагопоглотитель; 5 – промежуточный водовоздушный охладитель; 6 – высоконапорные компрессоры; 7 – конечный водовоздушный охладитель; 8 – холодильная турбина (турбодетандер); 9 – гидротормоз; 10 – смеситель; 11 – термобарокамера или аэродинамическая труба; 12 – водовоздушный охладитель; 13 – эксгаустер (осевой вентилятор, создающий разрежение на входе); 14 – водовоздушный охладитель между ступенями эксгаустера; 15 – выхлопная шахта с шумоглушением; 16 – электродвигатель; 17 – камера сгорания; 18 – теплообменный подогреватель; 19 – выходная шахта

Вопросы

Какие задачи решает топливная система стенда?

В чем состоит назначение масляной системы стенда?

Назовите отличительные особенности установок для испытаний компрессоров и турбин.

С помощью каких установок обеспечивается подача сжатого воздуха для наддува испытываемого двигателя?

ГЛАВА 3. ДАТЧИКИ И ИЗМЕРЕНИЕ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ ГТД

Одно из требований, предъявляемых современными испытаниями авиационных ГТД к измерительной аппаратуре, состоит в обеспечении возможности использования этой аппаратуры в электрических измерительных системах и в системах с автоматической регистрацией и обработкой результатов измерений.

3.1. Измерение давлений

Разнообразные эксперименты, проводимые при исследовании газовых потоков в авиационных ВРД, в том числе базируются на измерениях давлений, существующие средства измерений давления основаны на уравнивании усилия, возникающего от действия давления, массой жидкости или различными упругими элементами (мембранами, сильфонами, пружинами). В практике испытаний широко применяются как электрические, так неэлектрические средства измерения давления. На рис. 3.1, 3.2, 3.3 показаны схемы жидкостных манометров. В простейшем случае это U -образная трубка, наполовину заполненная жидкостью (вода, спирт, масло и другие). Перепад между измеряемым p_1 и атмосферным p_n или эталонным p_2 давлениями уравнивается столбом жидкости h .

$$\Delta p = p_1 - p_2 = \rho g h,$$

где ρ – плотность жидкости.

Основное достоинство таких манометров – малая погрешность ($\sim 0,1\%$). Недостатком является необходимость визуального определения двух уровней жидкостей, невозможность динамических измерений, трудность автоматизации.

Иногда вместо U -образных трубок применяют чашечные манометры (см. рис. 3.2). Для измерения малых перепадов давления используют микроманометры (рис. 3.3)

$$p_2 - p_1 = \rho g h \sin \alpha.$$

На рис. 3.4 представлены конструкции, имеющие в основе гофрированные мембраны и сильфоны. Из гофрированных мембран изготавливают мембранные блоки и коробки, широко используемые в реостатных контактных датчиках давлений. Для получения больших перемещений применяют сильфоны. Перемещение жест-

кого центра сиффона, так же как центра мембраны, используется для непосредственного воздействия либо на механическую систему отсчета, либо преобразуется в электрический сигнал.

Действие пьезоэлектрических датчиков давления (см. рис. 3.5) основано на использовании пьезоэлектрического эффекта. Если на пластину, вырезанную из кристалла, например, кварца, подействовать давлением, вызывающим ее сжатие (или растяжение), то на гранях пластины появятся электрические заряды, пропорциональные давлению.

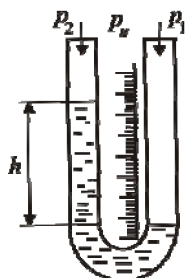


Рис. 3.1. U-образный манометр [6, с.349]

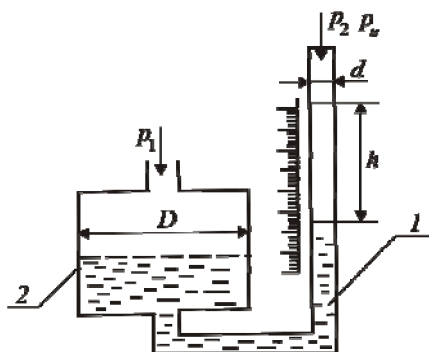


Рис. 3.2. Чашечный манометр [6, с.351]: 1 – измерительная трубка; 2 – расходный сосуд

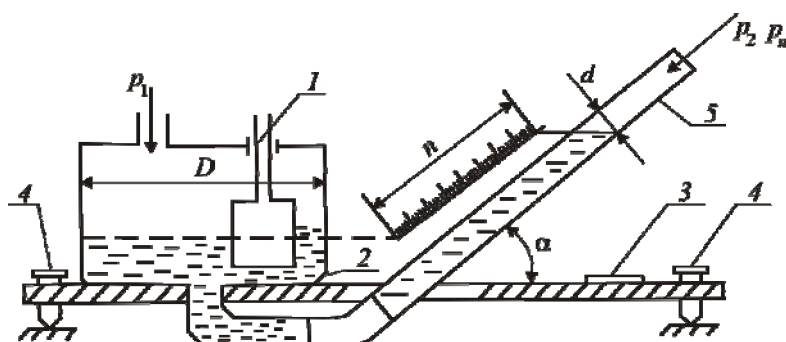


Рис. 3.3. Микроманометр [6, с.353]: 1 – вытеснитель уровня жидкости; 2 – основание прибора; 3 – Т-образные уровни; 4 – регулировочные винты; 5 – измерительная трубка; 6 – расходный сосуд

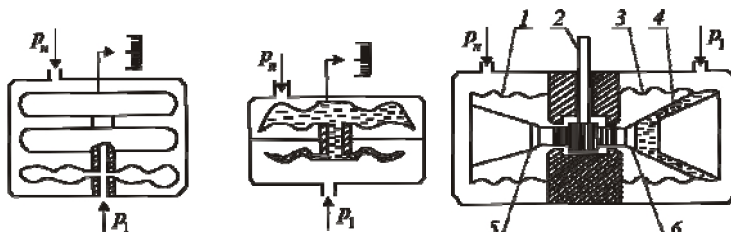


Рис. 3.4. Конструкция мембранных блоков и сифонов [6, с. 367; 9, с. 104, 120]: *а* – мембранный блок; *б* – мембранная коробка; *в* – конструкция сифонного блока; 1,3 – сифоны; 2 – поводок привода; 4 – гидropolость; 5,6 – запорные предохранительные клапаны

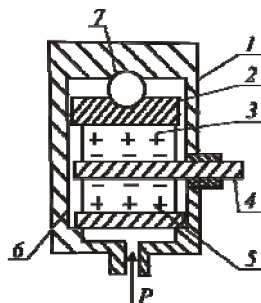


Рис. 3.5. Пьезодатчик давления [6, с. 392]: 1 – корпус; 2, 4, 6 – токосъемные пластины; 3, 5 – кварцевые пластины; 7 – центрирующий шарик

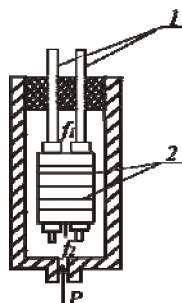


Рис. 3.6. Манометр сопротивления [6, с. 393]: 1 – токосъемные провода; 2 – резисторы (манганин, вольфрам, платина)

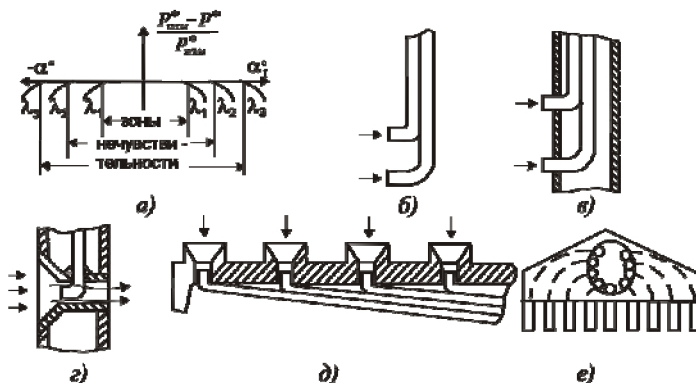


Рис. 3.7. Приемники для измерения давления заторможенного потока – p^* : *а* – типовая угловая характеристика; *б* – насадка на цилиндрическом стержне, $\alpha_{н/чувст} = \pm 4 \dots 8^\circ$, $\Delta < 1\%$; *в* – насадка трубчатый Г-образный, $\alpha_{н/чувст} = \pm 20^\circ$, $\Delta < 0,3\%$; *г* – насадка с протоком на цилиндрическом или пластинчатом стержне, $\alpha_{н/чувст} = \pm 30^\circ$, $\Delta < 0,1\%$; *д* – многопоясная насадка; *е* – шаговая гребенка

Действие манометров сопротивления (см. рис. 3.6) основано на измерении электрического сопротивления материала под действием внешнего давления. В корпусе смонтирован резистор из манганина (вольфрама, платины), на который действует давление "р". Для измерения сопротивления манганиновой катушки преобразователя обычно принимаются мосты или потенциометры.

Для того, чтобы выполнить измерение давлений в потоке (давления заторможенного потока p^* и статического давления – p) используют соответствующие приемники. На рис. 3.7 приведены схемы приемников давления заторможенного потока и типовая характеристика нечувствительности по углу набегания потока. Варианты приемников для измерения статических давлений показаны на рис. 3.8. Здесь же даны типовые характеристики нечувствительности по углу набегания потока и характеристика скоростная.

Важное место в экспериментальных исследованиях потоков в авиационных ВРД занимает определение направлений и относительной приведенной скорости потока. Приемники давления для таких измерений и флюгарки показаны на рис. 3.9. Приемники, ориентируемые по потоку, на рис. 3.10, неориентируемые – на рис. 3.11.

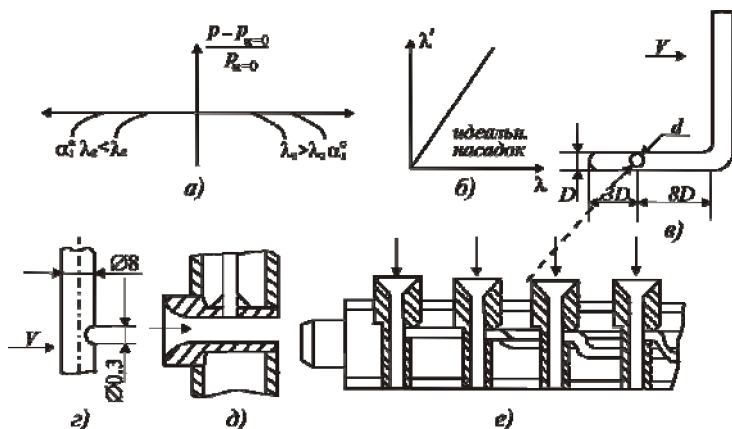


Рис. 3.8. Приемники для измерения статических давлений:

а – типовая угловая характеристика; б – типовая скоростная характеристика; в – насадок Г-образный трубчатый. Применяется для изготовления шаговых гребенок, $\alpha_{н/чувст} = \pm 6^\circ$, $\lambda < 0,85$, $D = 1...3$ мм, $d = 0,4...0,7$ мм; г – насадок на стержне, $100^\circ < \alpha_{н/чувст} < 270^\circ$, $\lambda < 0,9$, $\Delta = \varphi(\lambda)$; д – насадок с протоком на цилиндрическом или пластинчатом стержне, $\alpha_{н/чувст} = \pm 30^\circ$, $\lambda_{зап} = 0,8$, $\Delta = 0...1,5$ %; е – многополая насадка

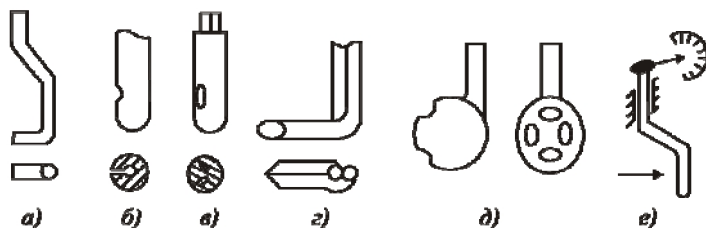


Рис. 3.9. Приемники и флюгарки для измерения направления потока:
а, б – однотоочные поворотные; *в, г* – ориентируемые двуктоочные; *д* – четырехточечный, ориентируемый в двух плоскостях; *е* – флюгарка



Рис. 3.10. Приемники ориентируемые для измерения λ и направления потока: *а, б* – насадки для измерения λ ; *в, г* – насадки для измерения λ и направления потока; *д* – насадок для измерения λ и направления потока трехточечный; *е* – насадок трехточечный всеобразный для измерения λ и направления потока в пограничном слое

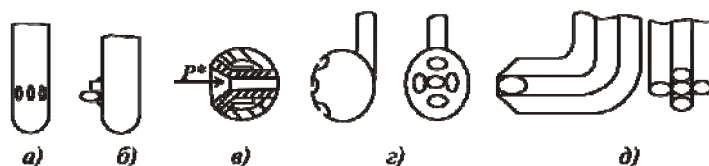


Рис. 3.11. Приемники неориентируемые для измерения λ и направления потока: *а, б, в* – используются для измерения параметров в двухмерном потоке; *г, д* – в трехмерном; *а, б* – насадки трехточечные на цилиндрическом стержне; *в* – насадок трехточечный с протоком; *г* – шаровой пятиточечный насадок; *д* – Г - образный трубчатый пятиточечный насадок

3.2. Измерение температур

Температура является одним из важнейших параметров тепловых двигателей. Об изменении температуры обычно судят по изменению других параметров. Термометры по применяемому веществу и термометрическому параметру делятся на:

- жидкостные, основанные на изменении объема жидкости с изменением температуры;
- манометрические, использующие изменение давления рабочего тела;
- термометры сопротивления, основанные на изменении электрического сопротивления;
- термоэлектрические термометры (термопары) – вырабатывающие термо-ЭДС за счет разности температур между «холодными» и «горячими» спаями;
- оптические термометры, использующие зависимость от температуры, цвета или яркости вещества.

Измерение температуры жидкостными термометрами не требуют вспомогательной аппаратуры и источников энергии, имеют высокую точность измерения, поэтому используются достаточно широко в различных отраслях. Однако их малая прочность, практически исключила их применение при испытаниях авиационных ГТД.

Термосопротивления применяются для измерения температур от $-260\text{ }^{\circ}\text{C}$ до $+1100\text{ }^{\circ}\text{C}$. В основе такого способа измерения используется свойство проводников и полупроводников изменять свое электрическое сопротивление при изменении температуры. Типовые конструкции металлических термосопротивлений показаны на рис. 3.12.

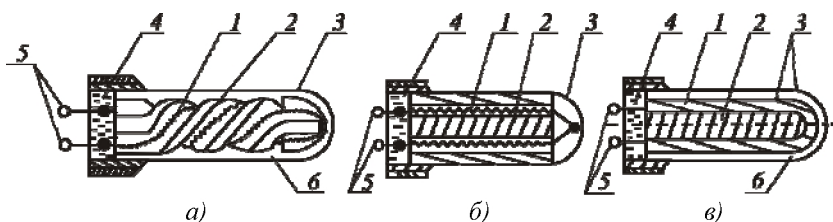


Рис. 3.12. Типовые конструкции термосопротивлений [6, с. 197...202]:

- а, б* – из благородных металлов, *в* – из чистой меди; *1* – безиндукционная обмотка (ЧЭ);
2 – электроизолирующий каркас (кварц); *3* – защитная гермогильза; *4* – гермоуклопорка;
5 – электроконтакты; *6* – гермопорошок или сухой инертный газ ($p_{\text{нзб}} = 0,02\text{ МПа}$)

Для большинства металлов удельное сопротивление является линейной функцией температуры

$$R_t = R_0 (1 + \alpha t)$$

где R_t и R_0 – электрическое сопротивление металла (чувствительного элемента ЧЭ) соответственно при температуре t и $0\text{ }^{\circ}\text{C}$;

α – температурный коэффициент электрического сопротивления данного материала.

В практике испытаний авиационных ГТД обычно применяют платиновые (особо точные) и медные термометры сопротивления. Платиновые термометры сопротивления выпускаются на пределы измерения от -260 до $+1100\text{ }^{\circ}\text{C}$. Медные термометры сопротивления используют для измерения температуры от -50 до $+200\text{ }^{\circ}\text{C}$.

К достоинствам металлических термосопротивлений следует отнести: высокую точность измерения температуры; возможность дистанционной передачи показаний и включения в состав информационно–измерительных систем.

Недостатками являются: необходимость индивидуального источника питания, относительно большие размеры чувствительного элемента, значительная инерционность, сложность устройства вторичных приборов.

В качестве материалов для чувствительных элементов полупроводниковых термосопротивлений (термистров) используют смеси окиси меди и марганца, смеси окиси кобальта и марганца, смеси двуокиси титана с окислами магния, германия и других. На рис. 3.13 показана схема германиевого термистра. Наиболее распространенными формами чувствительных элементов термистров являются цилиндрические, шайбовые, бусиновые. Термистры применяют в диапазоне измерения температуры от $-100\text{ }^{\circ}\text{C}$ до $300\text{ }^{\circ}\text{C}$.

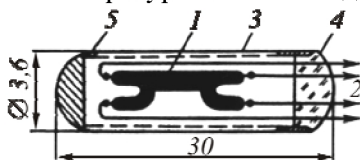


Рис. 3.13. Схема устройства германиевого термистра сопротивления: 1 – чувствительный элемент; 2 – выводы из платиновой проволоки; 3 – защитная гильза; 4 – стеклянная головка; 5 – электроизоляционной пленкой

К достоинствам термистров относятся малые размеры (измерение практически в точке), малая инерционность и сравнительно малое влияние сопротивления соединительных проводов.

Недостатки полупроводниковых термометров сопротивления следующие: отсутствие взаимозаменяемости (каждый термистр тре-

буется градуировать индивидуально); нелинейный характер зависимости электрического сопротивления от температуры; малая допускаемая мощность рассеяния при прохождении измерительного тока.

Термоэлектрические термометры (термопары) широко применяются для измерения температур от $-200\text{ }^{\circ}\text{C}$ до $2500\text{ }^{\circ}\text{C}$. Действие термопары основано на возникновении разности электрических потенциалов в любом проводнике, если имеется разность температур. На практике имеет место дело с двумя проводниками из разнородных материалов. На рис. 3.14 показаны схемы вариантов включения термопар в измерительную цепь.

В таблице 3.1 приведены типы изготавливаемых термопар и соответствующие диапазоны измеряемых температур.

Таблица 3.1

Тип ТП		Материалы термоэлектродов	Диапазон измеряемых температур в длительном режиме, $^{\circ}\text{C}$	Допустимый диапазон температур при кратковременном режиме, $^{\circ}\text{C}$
Благородные металлы	ТВР	Вольфрамрений (рений 5%) Вольфрамрений (рений 20%)	0...+2200	2500
	ТПР	Платинородий (30% родия) Платинородий (6% родия)	300...+1600	1800
	ТПП	Платинородий (10% родия) Платина	0...+1300	1600
Благородные металлы	ТХА	Хромель (10% хрома, 90% никеля) Алюмель (2% алюминия, 1% кремния, 2% марганца, 1% кобальта, 94% никеля)	-200...+1000	1300
	ТХК	Хромель-копель (44% никеля+кобальт, 56% медь)	-200...+600	800
	ТМК	Медь-копель	-200...+100	100

Наиболее стабильные характеристики имеют термопары из благородных материалов, они сохраняют свои свойства в агрессивных средах. Недостатки таких термопар связаны с низкой термо-ЭДС, что требует высокочувствительной измерительной аппаратуры, и высокая стоимость материала.

Достоинствами второй группы термопар является устойчивость к окислительной среде и большая величина развиваемой термо-ЭДС.

На рис. 3.15 показано общее конструктивное устройство термопар.

Измерение температуры газа, движущегося с большой скоростью, является неотъемлемой частью исследований, проводимых на авиационных газотурбинных двигателях.

Для количественной оценки сложного процесса торможения газового потока на поверхности «горячего» спая термопары используется понятие коэффициента восстановления (или торможения) – ξ , который характеризует способность термоприемника улавливать динамическую составляющую температуры торможения.

На рис. 3.16 показаны схемы термоприемников разного вида, имеющих разные значения коэффициента восстановления. На рис. 3.17 для продольного обтекания камеры торможения (см. рис. 3.16 г) приведена скоростная характеристика для разных значений геометрического параметра камеры торможения $K = F_{\text{вых}}/F_{\text{вх}}$.

Для измерения температуры на поверхности лопаток, дисков и других элементов ГТД широко применяются различные конструкции поверхностных термопар. Один из вариантов такой конструкции показан на рис. 3.18.

Средства измерения температуры тел по их тепловому излучению принято называть пирометрами. При таком измерении температурное поле объекта не искажается, так как измерение, осуществляемое пирометром, не требует непосредственного соприкосновения [6].

Оптические пирометры с так называемой «исчезающей» нитью переменного накаливания широко применяются для измерения яркостной температуры в видимой области спектра. Интервал измеряемых температур с помощью таких устройств установлен от 700 до 8000 °C.

Измерение с помощью таких пирометров основано на сравнении в видимой области спектра яркости исследуемого тела с яркостью нити пирометрической лампы. При этом в качестве чувствительного элемента наличия или отсутствия равновесия яркостей служит человеческий глаз.

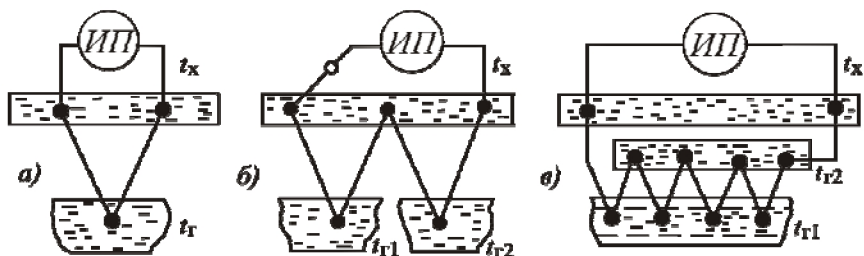


Рис. 3.14. Схемы подключения термопар [6, с. 92...95]:

t_x – "холодный" спай; t_r – "горячий" спай; ИП – измерительный прибор

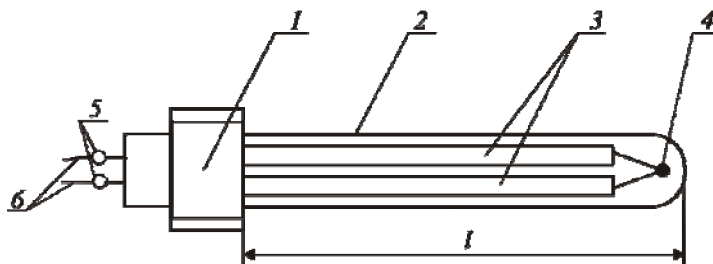


Рис. 3.15. Устройство термопар:

1 – резьбовое место крепления ТП; 2 – защитный кожух; 3 – электроизоляторы (трубки или бусы из керамики, кварца или окиси (Al_2O_3)); 4 – "горячий" спай; 5 – электроконтакты; 6 – удлиняющие провода

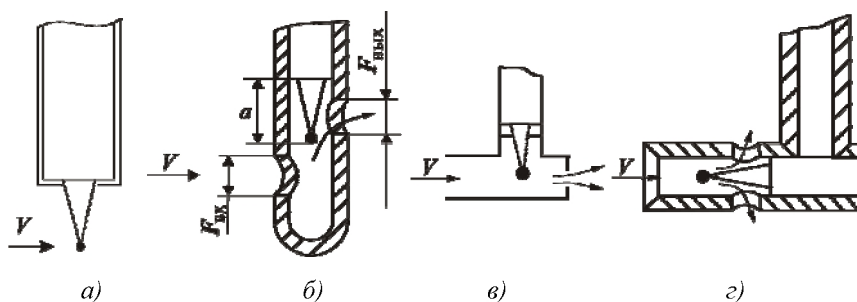


Рис. 3.16. Схема незранированной термопары (a) и экранированной (б, в, г) камерами торможения термопар [10, с. 175, 176]:

a – незранированная, $\xi = 0,7...0,9$; $б$ – поперечно обтекаемая, $\xi = 0,90...0,96$; $в$ – продольно обтекаемая с поперечным расположением спая, $\xi = 0,92...0,97$; $г$ – продольно обтекаемая с продольным расположением спая, $\xi = 0,97...0,98$

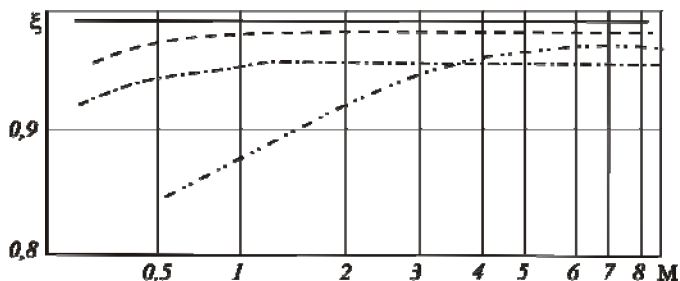


Рис. 3.17. Типовая скоростная характеристика камеры торможения

(см. рис. 3.16 г):

— $K=1/8$ $K=1$
 - - - $K=1/2$ - · - · $K=2$

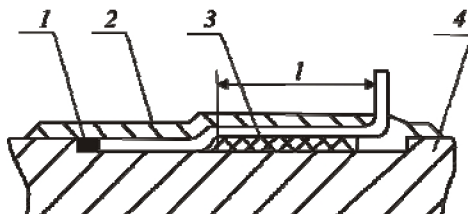


Рис. 3.18. Конструктивная схема поверхностной термопары:

1 — горячий спай; 2 — защитная фольга; 3 — слюда (электроизолятор)
 4 — термометрируемая деталь

Пирометр (рис. 3.19) состоит из первичного преобразователя — телескопа, измерительного прибора и источника питания. Если яркость вольфрамовой нити накаливания пирометрической лампы будет меньше яркости фона изображения источника измерения, то нить представится черной. Если фон имеет меньшую по сравнению с нитью яркость, то нить будет выглядеть как светлая дуга на более темном фоне. Меняя сопротивление реостата, можно установить такую силу тока, при которой равенство яркостей нити и фона создает эффект исчезновения нити, которая перестает быть видимой.

На рис. 3.20 представлены кривые пропускания используемого в пирометре красного светофильтра для разных длин волн и относительной видимости человеческого глаза (спектральной чувствительности глаза). Горизонтальная штриховка обозначает спектральную область чувствительности человеческого глаза, а наклонная область поглощения лучистой энергии в красном светофильтре. Таким образом, человеческий глаз воспринимает только часть спектра, отмеченную горизонтальной и вертикальной штри-

ховкой. Это позволяет рассматривать световой поток как эквивалентное монохроматическое излучение со значением эффективной длины волны $\lambda_{\text{э}}$. Для красного светофильтра $\lambda_{\text{э}} = 0,65 \dots 0,66$.

В настоящее время при испытаниях двигателей для измерения температур элементов конструкции нашли применение яркостные пирометры, созданные на базе фотоэлектрических приемников лучистой энергии (см. рис. 3.21). С помощью линзы 4 поле зрения первичного преобразователя ограничено небольшим (5...6 м) участком. Пирометр измеряет температуру на кромке и части спинки каждой рабочей лопатки. Защитное стекло 3, выполненное из сапфира, предохраняет линзу от загрязнения и перегрева. Сигнал по световоду 5 передается к фотодетектору [1].

Для измерения температур конструктивных элементов двигателя могут применяться цветные индикаторы температуры (термокраска или термолаки) – сложные вещества, которые при достижении определенной температуры (температуры перехода) резко меняют свой цвет из-за химического взаимодействия компонентов или происходящих в них фазовых переходов. При дальнейшем охлаждении приобретенный цвет термоиндикаторов сохраняется.

Набором термокрасок можно измерять различные температуры от 40 до 1100 °C с удовлетворительной точностью. С их помощью можно обнаружить зоны перегрева в элементах двигателя, в том числе и в труднодоступных местах.

Метод измерения температур с помощью термокрасок имеет ряд преимуществ [4]: не нарушаются целостность детали и условия теплообмена с окружающей средой; возможно применять на вращающихся деталях, не требуется специальное измерительное оборудование; краски просты в применении и механически прочны. Недостатки метода – он не позволяет измерить температуру на переменных режимах и распределение температур в глубине металла.

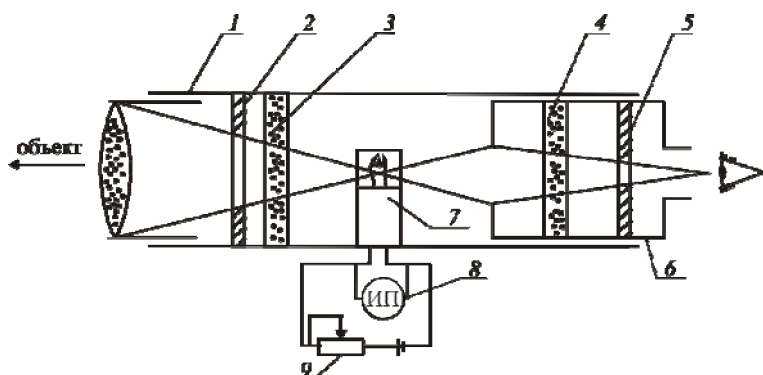


Рис. 3.19. Принципиальная схема оптического (яркостного) пирометра [6, с. 270]: 1 – телескоп; 2, 5 – входная и выходная диаграммы; 3 – поглощающее стекло; 4 – красный светофильтр; 5 – окуляр; 6 – пирометрическая лампа; 7 – измерительный прибор; 8 – реостат настройки яркости нити

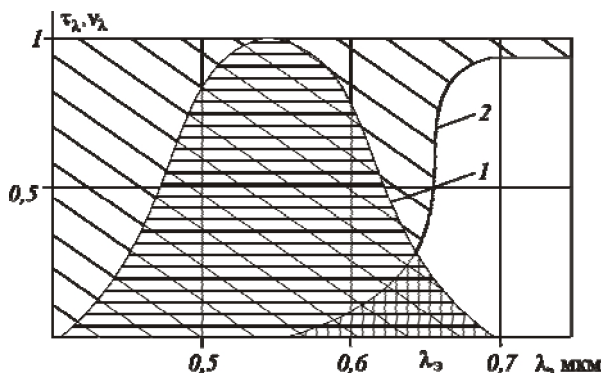


Рис. 3.20. Кривые спектральной чувствительности человеческого глаза (I) пропускания красного светофильтра (2):

▨ – спектр монохромных частот, воспринимаемый глазом через красный светофильтр; τ_λ – коэффициент пропускания; ν_λ – спектральная чувствительность человеческого глаза

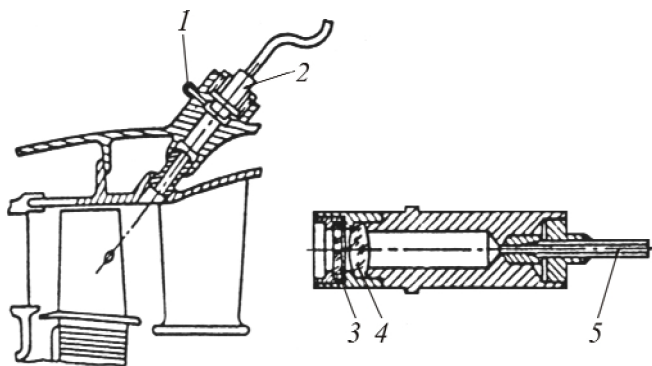


Рис. 3.21. Схема установки пирометра на двигателе (а) и схема первичного преобразователя (б) [1, с. 62]: 1 – подвод обдувочного воздуха; 2 – первичный преобразователь; 3 – защитное стекло; 4 – линза; 5 – световод

3.3. Измерение расходов жидкости и газа

Для измерения расхода воздуха через двигатель при испытании наиболее распространен лемнискатный входной насадок (рис. 3.22).

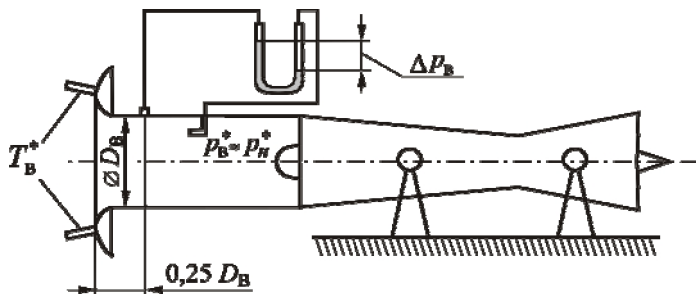


Рис. 3.22. Схема измерения расхода воздуха при стендовом испытании ГТД

Лемнискатный профиль (лемниската Бернулли, уравнение которой в полярных координатах имеет вид $r^2 = a_{\text{л}}^2 \cos 2\alpha$, где $a_{\text{л}} = (0,6...0,8) D_{\text{в}}$) обеспечивает безотрывное втекание воздуха при $V_{\text{н}} = 0$, чем достигается равномерное поле скоростей на входе в

двигатель. Измеряются значения перепада между давлением заторможенного потока и статическим $\Delta p_B = p_B^* - p_B$ и температура T_B^* . Причем, в силу качественного выполнения внутренней поверхности входного насадка, обычно принимают, что его $\sigma_{вх} \approx 1$, а $p_B^* = p_n$.

Тогда расход воздуха определяют по формуле

$$G_B = m_B F_B p_B^* \frac{q(\lambda_B)}{\sqrt{T_B^*}}, \text{ кг/с,}$$

$$\text{где константа } m_B = \sqrt{\frac{k_B \cdot 10^3}{R_B} \left(\frac{2}{K_B + 1} \right)^{\frac{k_B + 1}{k_B - 1}}} = 40,4;$$

F_B – площадь мерного сечения, м²;

$q(\lambda_B)$ – приведенная плотность тока, определяется по таблицам газодинамических функций по значению

$$\pi(\lambda) = p_B / p_B^* = \frac{p_B^* - \Delta p_B^*}{p_B^*} = 1 - \frac{\Delta p_B}{p_B^*}.$$

При измерениях в трубопроводах распространены дроссельные расходомеры переменного перепада давлений, в основе которых лежит измерение перепада давлений Δp на местном сужении канала. На рис. 3.23 показаны схемы течения через стандартную диафрагму (а, б), сопла (в) и трубы Вентури (г). Расход определяется по рабочей формуле

$$G = \alpha F \sqrt{2\rho(p_1 - p_2)},$$

где α – коэффициент расхода;

F – площадь отверстия;

ρ – плотность жидкости;

p_1, p_2 – измеряемые давления.

Точность измерения расхода жидкости не хуже 1%.

Расходомеры постоянного перепада давления – поплавковые ротаметры, относятся к расходомерам обтекания.

Ротаметр в простейшем виде состоит из вертикальной конической стеклянной трубки, через которую проходит расход жидкости (рис. 3.24). Внутри трубки находится чувствительный элемент, выполненный в виде поплавка. Его верхний обод имеет под углом выполненные канавки. Под действием потока жидкости или газа поплавок перемещается вертикально и одновременно приходит во вращательное движение и центрируется в середине потока. По перемещению поплавка судят об объемном расходе в единицу времени (м³/ч).

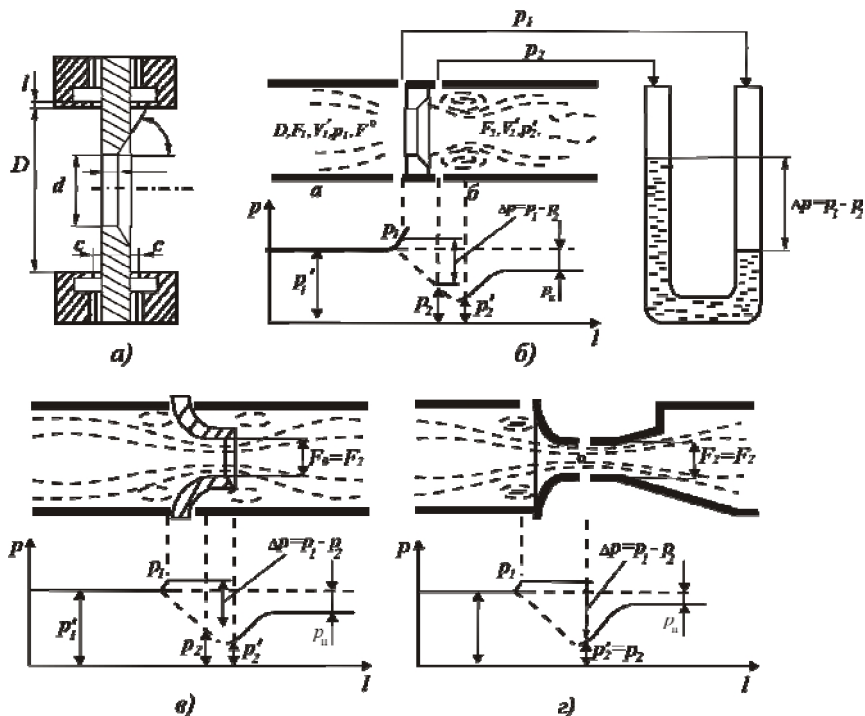


Рис. 3.23. Схемы течения рабочей среды в сужающих устройствах:

a - стандартная диафрагма; *б* - схема измерения и характер течения в канале с диафрагмой;
в - характер течения и распределение давлений в канале с сужающим соплом;
г - характер потока и распределение давлений в канале с трубой Вентури;
 p_1, p_2 - давление до и после дроссельного прибора; Δp - перепад давления на дроссельном приборе; $p_{ш}$ - потеря давления на дроссельном приборе

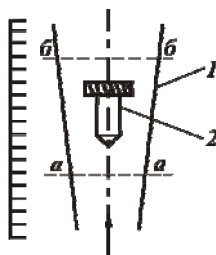


Рис. 3.24. Схема ротаметра:

1 - конусная стеклянная трубка; *2* - чувствительный элемент; *3* - шкала

На рис. 3.25 показан поплавковый расходомер, который состоит из конического поплавка 1 и седла поплавка 2, размещенных внутри цилиндрического участка трубопровода. Конический поплавок выполняет ту же роль, что и коническая трубка у ротаметра.

И в той, и в другой схеме движущаяся вверх жидкость поднимает поплавок до уровня, при котором аэродинамическое сопротивление (перепад давления) уравнивает силу тяжести поплавка. Высота подъема служит мерой измеряемого расхода.

Для измерения мгновенного и суммарного расходов применяются электрические турбинные расходомеры, которые бывают нагруженного и ненагруженного типа. В ненагруженных расходомерах (рис. 3.26) импульсы тока получают при прохождении ферромагнитных лопастей вблизи магнитопровода преобразователя, который формирует ЭДС. Скорость вращения турбинки связана определенным соотношением с расходом. Частота вращения турбинки определяется по количеству импульсов в единицу времени, поступающих с индукционного преобразователя. Простейшие конструкции таких расходомеров после проливки (градуировки) на специальных стендах обеспечивают точность измерения расхода на уровне 0,3%.

В нагруженных турбинных расходомерах турбинка связана механической передачей с устройством, выдающим электрический сигнал, пропорциональный частоте вращения.

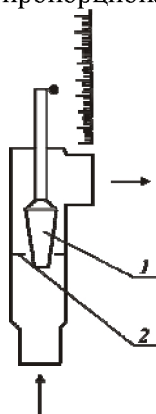


Рис. 3.25. Поплавковый расходомер:

1 – поплавок (ЧЭ);
2 – седло поплавка

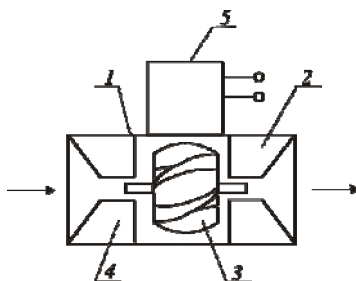


Рис. 3.26. Тахометрический расходомер: 1 – корпус; 2 – выходной и входной НА;

3 – турбина с ферромагнитными лопастями;
5 – передающий преобразователь

3.4. Измерение силы и крутящего момента

Измерение силы (тяги) при испытаниях ГТД осуществляют с помощью механических, гидравлических динамометров и упругих силоизмерителей с электрическими датчиками.

Измерение в основном сводится к уравниванию тем или иным способом измеряемого усилия неизвестной величины.

Принцип действия механических динамометров заключается в уравнивании измеряемой силы с помощью системы рычагов, меньшим грузом или силой упругости деформируемого элемента.

В рычажном динамометре рейтерного типа измеряемая сила P , приложенная к малому плечу l_1 , уравнивается меньшим грузом Q (рейтером – подвижным грузом), перемещающимся на большем плече рычажного устройства, до момента возникновения равновесия (плечо l_2). Величина плеча l_2 является мерой измеряемой силы.

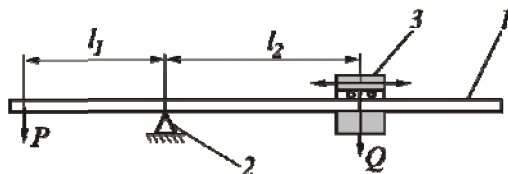


Рис. 3.27. Измерение силы с помощью рейтерных весов:

1 – рычаг 2-го рода; 2 – опора; 3 – рейтер, подвижный груз

На рис. 3.28 приведена принципиальная схема маятникового динамометра, который представляет собой угловое коромысло АОВ, к малому плечу которого приложена измеряемая сила P , на конце большого плеча R закреплен груз Q . В момент равновесия возникает равенство

$$P r \cos \alpha = Q R \sin \alpha = Q R \sin \alpha, \text{ т.е. } P = Q \frac{R}{r} \tan \alpha$$

Угол α служит мерой измеряемой силы, что отмечается на шкале с помощью указателя.

Маятниковые динамометры значительно уступают по точности динамометрическим головкам (рис. 3.29), которые с помощью промежуточных рычагов, уменьшающих передаваемое усилие, могут быть приспособлены для измерения сил практически любой величины, допуская при этом погрешность не более $\pm 0,2\%$.

Здесь основной сравнивающий узел – квадрант 3 подвешен на

двух гибких лентах к кронштейну 4. Измеряемая сила P через грузоприемный рычаг 1 и ленту 2 передается на этот квадрант, который, имея противовес, каждый раз занимает положение, определяемое равенством моментов от измеряемой силы и от противовеса. При этом величина приложенной к динамометру силы определяется по указателю 7, соединенному с квадрантом 3. Постоянное натяжение ленты 5 обеспечивается грузиком 8. Для исключения колебания всей измерительной системы при колебаниях силы P рычаг 1 снабжен демпфером 10 и начальной нагрузкой 11.

Гидравлические динамометры могут быть трех типов: непровточные, проточные и компенсационные (полупроточные).

Широко распространены компенсационные диафрагменные месдозы (рис. 3.30). Особенностью их конструкции является наличие подающего и сливного клапанов, регулирующих подвод или отвод жесткости (глицерин, минеральные масла) из рабочей полости, при изменении под действием измеряемой силы положения поршня относительно нейтрального. С помощью этих клапанов давление жидкости устанавливается таким, чтобы оно уравновесило приложенное усилие.

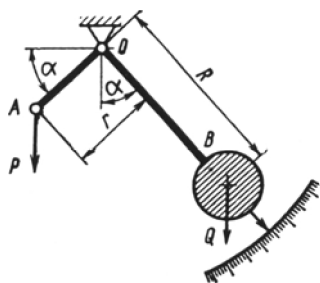


Рис. 3.28. Схема маятникового динамометра

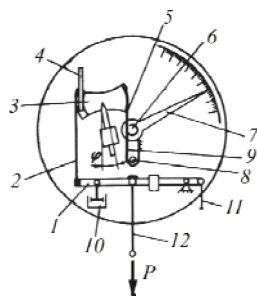


Рис. 3.29. Схема весовой (динамометрической) головки: 1 – грузоприемный рычаг; 2, 5, 9 – ленты; 3 – квадрант; 4 – кронштейн; 6 – барабан; 7 – указательная стрелка; 8 – грузик; 10 – демпфер; 11 – серьга тарной нагрузки; 12 – тяга

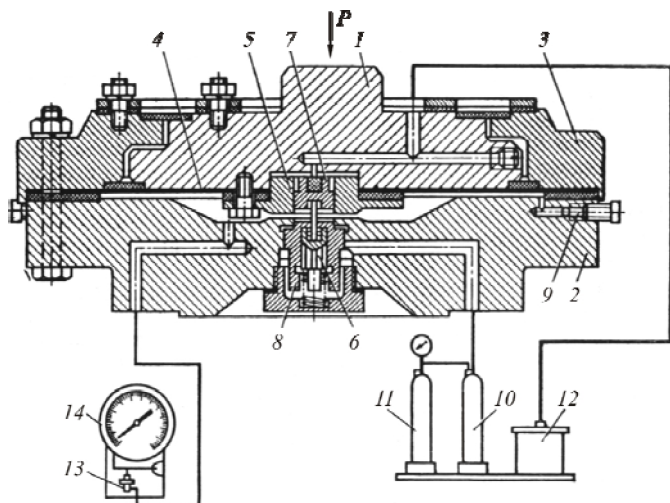


Рис. 3.30. Компенсационная диафрагменная мессдоза [2, с. 117]:

1 – поршень; 2 – корпус; 3 – фланцевое кольцо; 4 – диафрагма; 5 – вставка; 6 – подающий клапан; 7 – сливной клапан; 8 – толкатель; 9 – шариковый затвор; 10 – расходный баллон; 11 – компенсационный баллон; 12 – маслобак; 13 – приемник давления; 14 – весовая головка

Наибольшее применение получили упругие силоизмерители с электрическими первичными преобразователями. В них деформация упругого элемента преобразуется в изменение какого-либо электрического параметра.

Схема тензорезисторного датчика типа ТВС приведена на рис. 3.31. Работа этого датчика основана на преобразовании деформации упругого элемента в электрический сигнал, пропорциональный измеряемой нагрузке. Тензорезисторы собираются по схеме электрического моста. Упругий элемент 1 силоизмерителя опирается на подставку 3, выполненную в виде цилиндрической призмы. Деформация изгиба при приложении нагрузки передается тензорезисторам 5, вызывая растяжение нижних и сжатие верхних тензорезисторов, что изменяет их электрическое сопротивление. Тензорезисторы включены в мостовую схему. Все четыре плеча моста активны. Это увеличивает чувствительность датчика и позволяет получить линейное уравнение связи усилия с выходным электрическим сигналом в виде напряжения постоянного тока.

С целью защиты тензорезисторов от влаги и газов чувствительный элемент силоизмерителя заключен в герметичный корпус 4,

который заполняется кремнийорганической жидкостью для защиты тензорезисторов от влаги и для смазки опорных поверхностей. Герметизация полости осуществляется посредством мембраны 2.

Датчики типа ТВС выпускаются на разные диапазоны измерения силы. Максимальная величина измеряемого усилия 320 кН (32 тс). Номинальное выходное напряжение датчика 50 мВ.

В электрической схеме датчика ТВС предусмотрена термокомпенсация изменения электрического сопротивления тензорезисторов под действием температуры окружающего воздуха. Погрешность датчиков ТВС не более 0,3%.

В практике испытаний находят применение вибрационно-частотные преобразователи силы, предназначенные для измерения статических и медленно изменяющихся усилий сжатия. Преобразователи выпускаются нескольких типоразмеров, отличающихся верхними пределами измеряемых усилий P (от 1 до 1000 кН).

Упругие элементы преобразователей на нагрузки свыше 10 кН выполнены в виде бруска 5 (рис. 3.32), внутри которого образована виброперемычка 3. При приложении нагрузки брусок деформируется, в виброперемычке возникают растягивающие напряжения и частота ее собственных колебаний увеличивается. Для возбуждения колебаний и измерения их частоты служат два электромагнитных преобразователя 4. Один из них является возбудителем колебаний, другой – адаптером, преобразующим механические колебания виброперемычки в электрические. Упругий элемент помещен в корпус 2. Мембрана 1 предназначена для устранения влияния внеосевых сил на упругий элемент преобразователя.

Необходимость измерения крутящего момента возникает при испытаниях турбовинтовых двигателей, а также при автономных испытаниях компрессоров и турбин.

Измерения осуществляются или с помощью балансирных моментоизмерительных систем, или с помощью торсионных моментометров.

В первом случае измеряется сила, приложенная на известном плече для уравнивания измеряемого крутящего момента, который действует на один из элементов системы (турбину, мультипликатор, редуктор, гидротормоз, электродвигатель). Указанный элемент при этом должен быть установлен таким образом (подвешен на подшипниках), чтобы обеспечивалась возможность его свободного поворота на некоторый угол в плоскости крутящего момента (балансирный подвес).

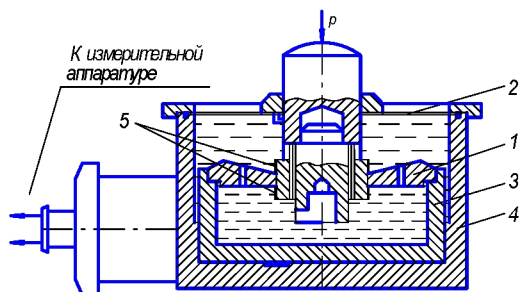


Рис. 3.31. Схема датчика ТВС:

1 – упругий элемент; 2 – защитная мембрана;
3 – подставка под упругий элемент; 4 – корпус;
5 – тензорезисторы

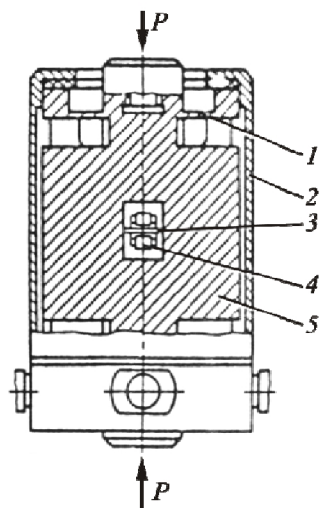


Рис. 3.32. Схема вибращонно-частотного преобразователя силы [1, с. 69]:

1 – мембрана; 2 – корпус; 3 – виброперемычка; 4 – электромагнитные преобразователи; 5 – упругий элемент (брусек)

Тормозные моментоизмерители одновременно решают две задачи: поглощают (преобразуют) подведенную мощность и уравнивают подведенный крутящий момент. На рис. 3.33 приведена схема гидротормоза и его нагрузочная характеристика. Жидкость, находящаяся в гидротормозе, приводится во вращение движущимся ротором. За счет трения крутящий момент передается от ротора вращающемуся кольцу жидкости, а от него на подвижный статор. На нем установлен рычаг известной длины, на конце которого возникает сила. Измерив ее, определяют крутящий момент $M_{кр} = F L$, а зная частоту вращения ротора, можно определить мощность.

Схема измерения крутящего момента электрическим тормозом приведена на рис. 3.34. Ротор электрического генератора связан с ротором испытуемого двигателя. За счет изменения оператором напряжения в обмотках возбуждения можно регулировать силы электромагнитного взаимодействия между ротором и статором. На статоре возникает крутящий момент, схема измерения которого

аналогична гидротормозу. Электрический тормоз (генератор) позволяет, кроме того, измерить подводимую мощность по параметрам электрического тока, вырабатываемого генератором. При этом точность измерения будет значительно хуже.

В случае применения торсионметров измеряется угловая деформация или механические напряжения, возникающие на некотором участке вала, передающего крутящий момент.

На рис. 3.35 представлена схема торсионного тензорезисторного бесконтактного моментомера. Его ротор 1 представляет собой торсионный вал с двумя фланцами. Суженный трубчатый участок вала – упругий элемент, на котором наклеены тензорезисторы 6, соединенные в мост. Статор 3 моментомера установлен на подшипниках 2. Электрическое питание на мост подается через пару индуктивно связанных катушек 5 и через выпрямитель-стабилизатор, размещенный внутри вала. Напряжение разбаланса моста, возникающее при нагружении вала крутящим моментом, преобразуется в частотно-модулированный сигнал, который через двухполюсный кольцевой конденсатор 4 с воздушным зазором поступает на статор, а затем – в измерительную систему.

Торсионные моментомеры позволяют в ряде случаев обеспечить более высокую точность измерения (0,2...0,3 %) по сравнению с балансирными системами (0,5... 1,5 %).

3.5. Измерение частоты вращения

Частота вращения измеряется тахометрами, в комплект которых входят первичный преобразователь и указатель. Первичный преобразователь представляет собой миниатюрный генератор трехфазного тока 5 (рис. 3.36), вал которого связан через коробку приводов с ротором двигателя. Электрический ток приводит во вращение якорь 4 электродвигателя указателя. Вместе с якорем вращается узел постоянных магнитов 3, из-за чего в диске 2 возникают вихревые токи. При их взаимодействии с магнитным полем узла 3, создается крутящий момент, пропорциональный частоте вращения, который преодолевает противодействующий момент спиральной пружины 1 и отклоняет стрелку указателя. Информативным сигналом первичного преобразователя является также частота переменного тока, которая измеряется частотомером. Точность измерения до 0,2...0,5%.

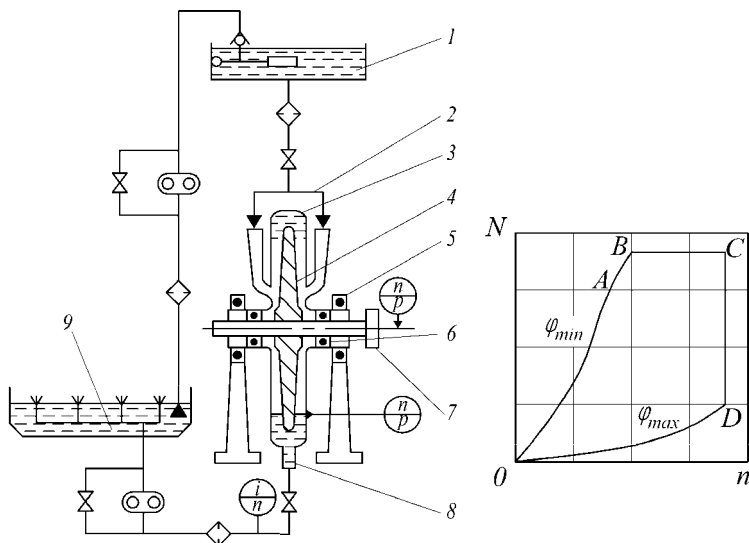


Рис. 3.33. Схема гидротормоза и его нагрузочная характеристика [2, с. 492., 2, с. 282]: 1 – расходный бак воды; 2 – трубопроводы подачи воды; 3 – статор гидротормоза; 4 – ротор гидротормоза; 5 – подшипники подвески статора; 6 – подшипники ротора; 7 – фланец валопровода; 8 – отвод воды; 9 – бассейн со струйным охлаждением отработанной воды

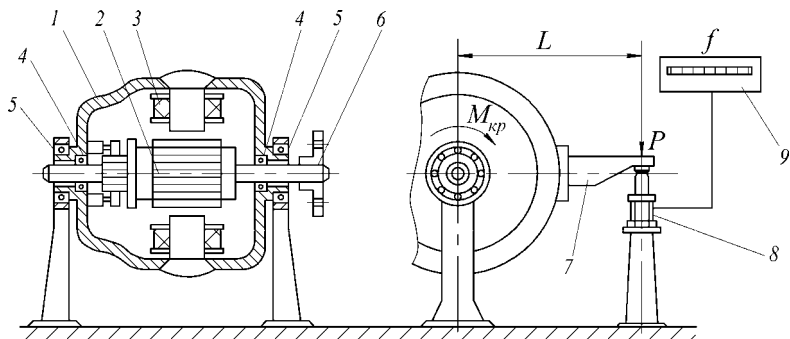


Рис. 3.34. Схема измерения крутящего момента электрическим тормозом [2, с. 51; 4, с. 279]: 1 – корпус электрического генератора; 2 – якорь электрогенератора (ротор тормоза); 3 – обмотки возбуждения, регулирующие, с помощью изменяемого тока, силу электромагнитного взаимодействия между ротором и статором; 4 – подшипники ротора; 5 – подшипники статора; 6 – валопровод, соединяющий ротор тормоза с двигателем; 7 – рычаг (длиной L), установленный на статоре; 8 – электрический датчик усилия (в учебной лаборатории – вибрационно-частотный); 9 – вторичный прибор для измерения усилия (например – цифровой частотомер)

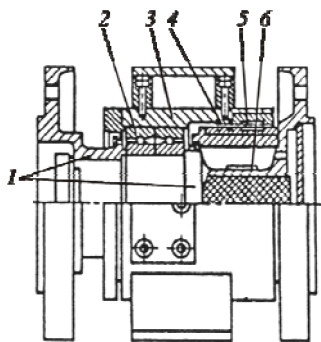


Рис. 3.35. Схема торсионного тензорезисторного моментомера:

1 – ротор; 2 – подшипник; 3 – статор;
4 – обкладка конденсатора; 5 – обмотка трансформатора; 6 – тензорезистор

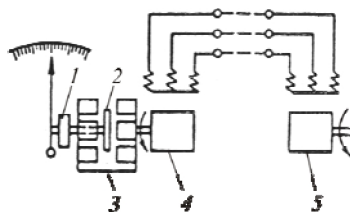


Рис. 3.36. Схема магнитоиндукционного тахометра:

1 – спиральная пружина; 2 – диск (чувствительный элемент); 3 – магнитный узел; 4 – якорь синхронного электродвигателя указателя; 5 – якорь первичного преобразователя тахометра

Вопросы

1. Как работают пьезоэлектрические датчики давления?
2. Как устроены приемники давления?
3. Назовите основные типы термометров.
4. Чем отличаются металлические и полупроводниковые термометры сопротивления?
5. Назовите основные виды термопар.
6. Как работают пирометры?
7. Как измерить расход воздуха через двигатель в стендовых испытаниях?
8. назовите основные виды дроссельных расходомеров.
9. Как работает турбинный расходомер?
10. Как измеряют силу рейтерными весами?
11. Опишите устройство весовой головки.
12. Как работает тензорезисторный датчик силы?
13. Опишите вибрационно-частотный преобразователь силы.
14. Как работает гидротормоз?
15. Опишите измерение частоты вращения ротора двигателя.

ГЛАВА 4. АВТОМАТИЗАЦИЯ ИСПЫТАНИЙ АВИАЦИОННЫХ ГТД

Комплексная автоматизация испытаний включает в себя подготовку, управление, контроль, обработку, оформление результатов и их анализ. Окончательная цель автоматизации испытаний ориентирована на включение этапа испытаний ГТД в общую непрерывную систему автоматизированного проектирования, разработки, производства, эксплуатации и ремонта. Это должно привести к повышению качества двигателей, уменьшению сроков их создания и материальных затрат. Важными факторами, связанными с автоматизацией ГТД, являются уменьшение субъективных ошибок, увеличение объема измерительной информации, расширение и углубление испытательных программ, уменьшение необходимого количества испытаний.

Упрощенная блок-схема комплексной автоматизированной системы испытаний ГТД приведена на рис. 4.1. Сигналы от датчиков, в определенные моменты времени задаваемые устройством их сбора (мультиплексором) поступают в устройство сбора информации. Там формируются значения измеренных датчиками величин в виде цифровых кодов. Далее они поступают в оперативную память ЭВМ на обработку в темпе эксперимента [1].

Результаты обработки передаются на устройство отображения информации, так что экспериментатор в зависимости от получаемых результатов может принять обоснованное решение о ходе дальнейших испытаний.

Введение на испытательный стенд только измерительно-вычислительного комплекса, обрабатывающего экспериментальные данные в темпе испытания, позволяет, полностью исключив «ручную» обработку, избежать субъективных ошибок, снизить затраты времени и средств на экспериментальную доводку ГТД.

На другой режим работы двигатель переводится управляющими сигналами из устройства управления исполнительными органами.

Реальные задачи, решаемые в типовой схеме АСИ, основаны на следующих основных операциях:

- считывание аналоговых электрических сигналов и преобразование их в цифровую форму (аналого-цифровое преобразование);

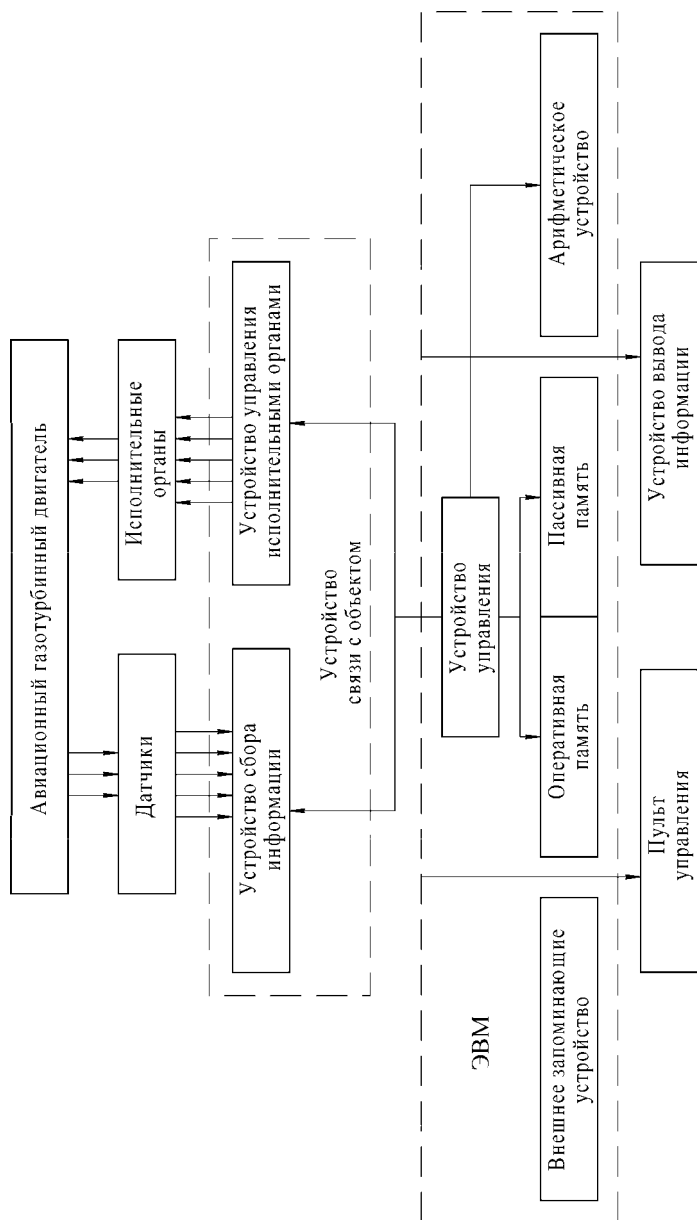


Рис.4.1. Блок-схема комплексной автоматизированной системы испытаний ГТД

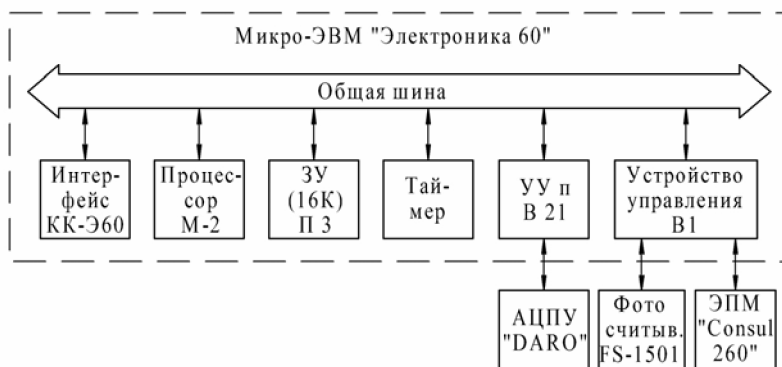
- преобразование цифровых значений в аналоговый сигнал (напряжение) и передача его на исполнительные устройства (цифро-аналоговое преобразование);
- считывание с внешних стандартных устройств цифровой информации (цифровой ввод);
- передача цифровых кодов на внешние устройства (цифровой вывод);
- точный отсчет временных интервалов (таймирование).

Наиболее известная система связи с объектом (УСО), вынесенная из ЭВМ – система КАМАК. Это целая система модулей, объединенных единым системным интерфейсом (КАМАК) и единичными конструктивными параметрами – модули размещены в стандартных стойках (крейтах), имеющих 24 позиции. На рис. 4.2 приведена принципиальная схема АСИ первого поколения на основе модулей КАМАК и микроЭВМ «Электроника 60».

Развитие ПЭВМ позволило реализовать альтернативный КАМАКу подход к формированию АСИ, связанный с разработкой специализированных устройств для ввода и вывода данных, использующих машинный интерфейс без промежуточных устройств.

Такой подход, имеющий большую простоту программирования, компактность и дешевизну системных элементов, повышает эффективность АСИ. На рис. 4.3 показана структурная схема ПЭВМ, используемых в АСИ. Структурная схема платы L-152, реализующей основные измерения при испытаниях ГТД, приведена на рис. 4.4. их общая компоновка приведена на схеме 4.5.

Проведение эксперимента при автоматизированных испытаниях двигателя характеризуется тем, что время работы ГТД на одном режиме определяется не только возможностями (быстродействием) ИВК), но и инерцией двигателя. Наибольшее время занимает тепловая инерция. Время установления равновесного теплового состояния деталей ГТД при изменении режима его работы достигает сотни секунд. Инерционные механические процессы характеризуются временем приемистости ГТД, которое находится в пределах 1 – 20 с. Остальные времена установлены на порядок меньше последних.



Внешние устройства

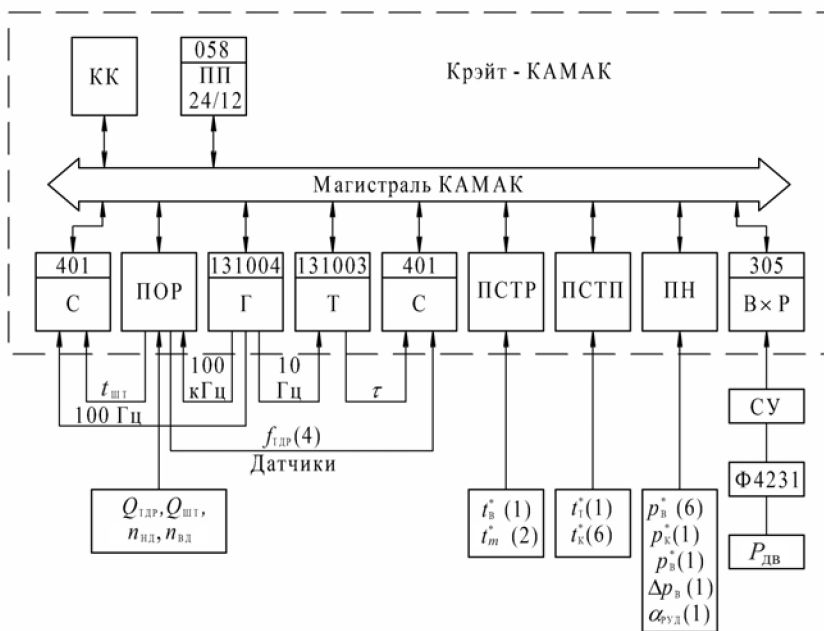


Рис. 4.2. Принципиальная схема автоматизированной системы первого поколения на основе модулей КАМАК для экспресс-анализа испытания авиационного ГТД

Высокое быстродействие ИВК позволяет проводить многократные измерения и их обработку в темпе эксперимента. Обработка эксперимента основана на методах оценки параметров двигателя и его узлов по результатам массовых измерений. Многократные градуировки типовых измерительных каналов АСИ обеспечивают нормальный закон распределения погрешностей автоматизированных измерений. Поэтому в ИВК используют стандартные методы проверки статистических гипотез. Кроме более точного определения средних значений величин, являющихся результатом многократных измерений, повышается точность регулировки параметров из-за учета большого числа факторов, влияющих на точность оценки или регулировки.

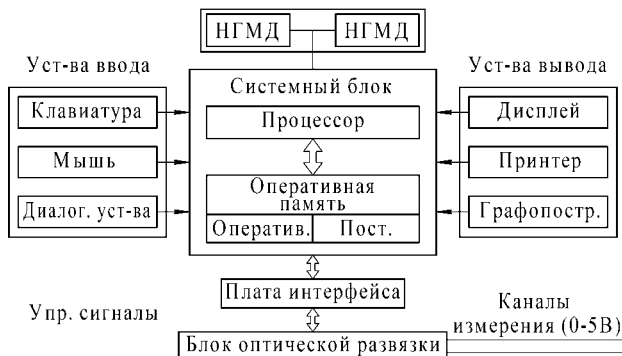


Рис. 4.3. Структурная схема ПЭВМ

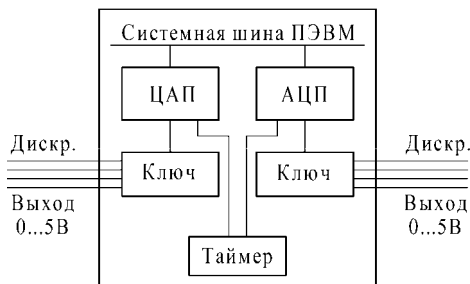


Рис. 4.4. Структурная схема интерфейсной платы L-152

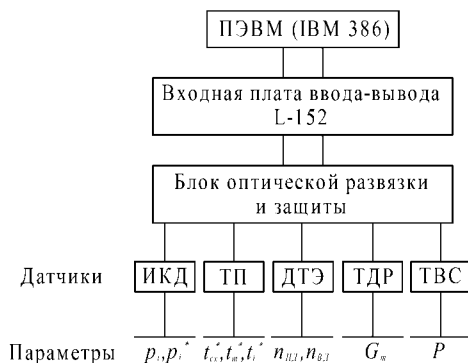


Рис. 4.5. Блок-схема современной системы экспресс-анализа испытаний авиационного ГТД

Вопросы

1. Какие задачи решают автоматизированные системы испытаний?
2. Назовите основные операции, используемые при решении задач АСИ.
3. Почему использование измерительно-вычислительных комплексов (ИВК) улучшает технико-экономические показатели доводки?
4. Всегда ли необходимо стремиться к быstroдействию ИВК?
5. Что обеспечивает процесс многократных измерений?

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Испытания воздушно–реактивных двигателей / А.Я. Черкез, И.И. Онищик, Е.М. Таран и др.; Под общей ред. А.Я. Черкеза. – М.: Машиностроение. 1992. – 304 с.
2. Леонтьев В.Н., Сиротин С.А., Теверовский А.М. Испытания авиационных двигателей и их агрегатов. – М.: Машиностроение, 1976. – 216 с.
3. Павлов Ю.И., Лайн Ю.Я., Абрамов Б.И. Проектирование испытательных стендов для авиационных двигателей. – М.: Машиностроение, 1976. – 152 с.
4. Солохин Э.Л. Испытание воздушно–реактивных двигателей. – М.: Машиностроение, 1975. – 356 с.
5. Кузнецов Н.Д., Цейтлин В.И. Эквивалентные испытания газотурбинных двигателей. – М.: Машиностроение, 1976. – 216 с.
6. Преображенский В.П. Теплотехнические измерения и приборы. – М.: Энергия, 1978. – 704 с.
7. Заботин В.Г., Первышин А.Н. Теплотехнические измерения в двигателях летательных аппаратов. – Куйбышев, КуАИ, 1990. – 67 с.
8. Тепло– и массообмен. Теплотехнический эксперимент: Справочник / Е.Ц. Аметистов, В.А. Григорьев, Б.Т. Емцев и др. – М.: Энергоиздат, 1982. – 512 с.
9. Гонек Н.Ф. Манометры. – Л.: Машиностроение, 1979. – 176 с.
10. Крамарухин Ю.Е. Приборы для измерения температуры. – М.: Машиностроение, 1990. – 208 с.
11. Петунин А.Н. Измерение параметров газового потока. (Приборы для измерений давления, температуры и скорости.) М.: Машиностроение, 1974. – 260 с.
12. Кремлевский П.П. Расходомеры и счетчики количества: Справочник – Л.: Машиностроение, 1989. – 701 с.
13. Бирюков Б.В., Данилов М.А., Кивилис С.С. Точные измерения расхода жидкостей. Справочное пособие. – М.: Машиностроение, 1977. – 144 с.

Учебное издание

*Григорьев Владимир Алексеевич,
Морозов Илья Игоревич,
Анискин Валерий Тихонович*

**СТЕНДЫ, СТЕНДОВОЕ ОБОРУДОВАНИЕ, ДАТЧИКИ
И СРЕДСТВА ИЗМЕРЕНИЙ ПРИ ИСПЫТАНИЯХ ВРД**

Учебное пособие

Технический редактор *В. Н. Матвеев*
Редакторская обработка *А. А. Нечитайло*
Корректорская обработка *А. А. Нечитайло*
Доверстка *А. А. Нечитайло Т. К. Кренинина, О. Ю. Дьяченко*

Подписано в печать 22.12.06. Формат 60х84 1/16
Бумага офсетная. Печать офсетная
Усл. печ. л. 3,72. Усл. кр.-отг. 3,84. Печ. л. 4,0
Тираж 50 экз. Заказ ИП-44(2)/2006

Самарский государственный аэрокосмический университет.
443086, Самара, Московское шоссе, 34

Изд-во Самарского государственного аэрокосмического университета.
443086, Самара, Московское шоссе, 34