



ЦИАМ

Центральный институт авиационного
моторостроения имени П.И. Баранова



Лекция №№1,2. Методы испытаний ГТД и СУ.

Типовые схемы закрытых стендов. Испытания ГТД и СУ на высотных стендах.

Испытания ГТД на открытых наземных стендах.

Испытания ГТД на летающей лаборатории.

Внешние эксплуатационные факторы (число Рейнольдса, скорость полета, турбулентность атмосферы, атмосферные условия, стандартная атмосфера).

Эксплуатационные факторы, обусловленные особенностями работы силовой установки на самолете.

Клинский Борис Михайлович (т.+7(916) 675-70-19)



Некоторые предварительные пояснения

В излагаемых по курсу лекциях будут использоваться «Основные параметры ГТД»:

Массовым расходом воздуха называют количество воздуха (газа), проходящего через двигатель или его i -е сечение в одну секунду

$$G_B = \rho \cdot F_i \cdot q_i = \frac{P_i^*}{\sqrt{T_i^*}} F_i \cdot q_i$$

Стендовая тяга двигателя в условиях $H=0$, $M=0$

$$R_{ГД} = G_B \left[\frac{P_{ГД}}{P_{ГД0}} - \left(\frac{P_{ГД}}{P_{ГД0}} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \right] \quad T = \frac{G_T}{3600 \times G_B}$$

Внутренняя полетная тяга двигателя при полном расширении газа в сопле

$$R_{ГД} = G_C \left[-V_c \left(\frac{P_c}{P_{ГД0}} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \right]$$

Удельная тяга – называется отношение тяги к расходу воздуха через двигатель

$$R_{уд} = \frac{R}{G_B} \text{ (кг/сек)}$$

Секундный расход топлива

$$G_T, \text{ кг/сек}$$

Часовой расход топлива

$$3600 \cdot G_T, \text{ кг/сек}$$

Удельный расход топлива

$$q_{уд} = \frac{3600 \times G_T}{R}, \text{ кг/(кгс)}$$

Относительный расход топлива

$$q_T = \frac{3600 \cdot G_T}{G_B} = \frac{1}{\alpha \cdot L_0}$$

Коэффициент избытка воздуха

$$\alpha = \frac{G_B}{G_T \cdot L_0}$$

Лобовая тяга двигателя

$$R_{\text{ЛОБ}} \approx \frac{R}{F_M}, \quad / \quad ^2$$

Удельный вес двигателя

$$\gamma = \frac{G_{ДВ}}{R} \text{ кг/кгс}$$

Степень двухконтурности ТРДД

$$\text{где } \frac{G_1 - G_2}{G_2} \text{ — суммарный расход через ТРДД,} \quad \text{расход воздуха через газогенератор ТРДД}$$

Ресурс двигателя — срок службы (суммарная продолжительность работы) двигателя, час

Понятие об эксплуатационных характеристиках авиационных двигателей

Эксплуатационными характеристиками авиационных двигателей (в том числе газотурбинных) называют зависимости, показывающие влияние условий эксплуатации на эффективность двигателя, его основные характеристики - тягу, мощность, удельный и часовой расходы топлива.

К условиям эксплуатации относят состояние наружной атмосферы (давление, температуру, влажность воздуха), параметры полета (высоту и скорость движения самолета), программу регулирования двигателя (определяющую выбранную закономерность изменения регулируемых параметров), особенности работы двигателя на самолете (устройство входных и выходных самолетных каналов)

Условия эксплуатации определяют *режим работы* двигателя. Последний оценивается режимными параметрами, к которым относятся такие «чисто двигательные» параметры, как, например, число оборотов двигателя, положение регулятора критического (выходного) сечения выхлопного сопла и др., а также названные выше параметры «внешнего» воздействия на двигатель (условия полета, состояние наружной атмосферы)

Эффективность двигателя определяется не только его основными «выходными» показателями (тягой, мощностью, удельным расходом топлива), но и такими важнейшими эксплуатационными свойствами, как например склонностью к неустойчивой работе, уровнем производимого двигателем шума, уровнем надежности, ресурсом двигателя.

Таким образом, эксплуатационные характеристики авиационных газотурбинных двигателей показывают закономерности изменения параметров эффективности двигателя от его режимных параметров, учитывающих многообразие условий эксплуатации. Необходимо иметь в виду, что условия эксплуатации, особенно при длительной работе, оказывают существенное влияние на надежность двигателя, вызывая механические нарушения и деформации газо-воздушного тракта двигателя и его элементов (коробление, вмятины, коррозию, эрозию лопаток, нагарообразование, обледенение, рост радиальных зазоров, износ лабиринтов, разрегулировку отдельных узлов). Это приводит к падению к. п. д. этих узлов, обуславливая ухудшение основных показателей двигателя, нарушает тепловой режим двигателя (возможен перегрев горячей части), вызывает неустойчивую работу компрессора.

Виды эксплуатационных характеристик

Эксплуатационные характеристики авиационных газотурбинных двигателей подразделяются на *дроссельные, скоростные, высотные, а также специальные.*

Дроссельные характеристики представляют собой зависимости основных показателей работы двигателя (тяги и удельного расхода топлива) от его режимных параметров (например, от частоты вращения роторов) на режимах «частичной» нагрузки, при «дросселировании» подачи топлива в камеру сгорания.

Чем больше степень дросселирования подачи топлива, тем меньше тяга двигателя, однако конкретные закономерности изменения параметров двигателя, а также его экономичности, могут быть различными в зависимости от заданной программы регулирования.

Скоростные и высотные характеристики двигателя показывают изменение основных показателей его работы в зависимости от условий (скорости и высоты) полета при заданной программе регулирования двигателя.

Иногда высотно-скоростные характеристики двигателя изображают в соответствии с конкретным профилем полета самолета. Такие характеристики весьма наглядны, так как они показывают, каким путем в полете производится согласование потребных тяг (мощностей) самолета и располагаемых тяг (мощностей) двигателя.

Дроссельные и высотно-скоростные характеристики двигателя должны учитывать возможные физические ограничения, возникающие при работе двигателя, и конкретный диапазон их действия. К ним относятся ограничения, обусловленные:

- 1) прочностью деталей (узлов),
- 2) возникновением предельно допустимых температур газа,
- 3) возникновением неустойчивого режима работы,
- 4) возникновением режимов газодинамического «запирания» газоздушного тракта,
- 5) возникновением режимов автоколебаний, резонанса и вибраций конструкции.

Методы получения характеристик двигателя

Характеристики двигателя можно получить экспериментальным путем — испытаниями двигателя на стенде или в полете на так называемых летающих лабораториях. Их также можно получить с высокой степенью достоверности и аналитически. Для получения достаточно точных характеристик двигателя расчетом необходимо иметь типовые или конкретные характеристики *отдельных узлов* или полуэмпирические зависимости, которые с приемлемой точностью воспроизводят такие характеристики.

Обычные испытательные стенды, которыми снабжены авиационные серийные или ремонтные заводы, позволяют снять земные («стендовые») характеристики двигателя и привести их к так называемым стандартным атмосферным условиям ($P_0=101325$ Па и $T_0=288$ К при $H=0$, $M=0$).

Для получения же высотно-скоростных характеристик необходимо иметь специальные стенды, которые позволяют имитировать высотно-скоростные условия полета, другими словами,

-воспроизводить на входе в двигатель и на выходе из него необходимые значения давления и температуры газа. Такие специальные стенды с термобарокамерами представляют собой очень сложные, высокотехнологические и дорогостоящие устройства. Для приведения в действие они требуют затрат огромных энергетических мощностей. Создание таких стендов под силу лишь специальным научно-исследовательским и конструкторским организациям. В мире имеется всего несколько стран, которые обладают высотными испытательными комплексами.

Наиболее надежный метод получения полетных характеристик двигателя - это использование летающей лаборатории. К недостаткам летающих лабораторий относятся их сложность и дороговизна, а также ограниченность диапазона высотно-скоростных испытаний (по числам Маха и высоте H), который определяется летно-техническими данными самолета-лаборатории. Очевидно, что новый двигатель не может быть испытан на скоростях и высотах полета, которые недоступны для самолета лаборатории.

Что же касается аналитического метода получения характеристик двигателя, то он в настоящее время достиг высокой степени совершенства, особенно в связи с наличием современных быстродействующих комплексов и программного обеспечения. Характеристики двигателей, полученные таким способом, дают небольшую степень погрешности, как правило, не превышающую 1...2%.

Основы испытаний авиационных газотурбинных двигателей

1. Методы испытаний ГТД и СУ

Результаты испытаний ГТД и их элементов на всех этапах жизненного цикла их создания являются основным показателем технического состояния и основным критерием, определяющим возможность перехода от этапа к этапу.

Виды испытаний ГТД и условия, в которых они выполняются, весьма разнообразны. Классификация видов испытаний может быть проведена по различным признакам. Наиболее важные из них следующие: по конечной цели испытаний и по общности исследуемых явлений. По конечной цели различают:

научно-исследовательские испытания (1), в которых в них изучаются общие свойства двигателей, их систем, узлов и агрегатов,

испытания опытных образцов (2), проводимых для доводки новых образцов ГТД, их систем, узлов и агрегатов и для проверки соответствия нового двигателя техническим условиям, и

заводские испытания серийных двигателей (3).

Последние проводятся с целью приработки деталей и агрегатов и отладки двигателя, проверки качества изготовления, сборки и соответствия основных данных двигателя и его агрегатов утвержденным техническим условиям, подтверждения качества и годности к эксплуатации партии двигателей, проверки эффективности мероприятий, разработанных для устранения дефектов, выявленных в ходе серийного производства и эксплуатации, а также для дальнейшего увеличения ресурса и совершенствования конструкции двигателя, проверки стабильности производства.

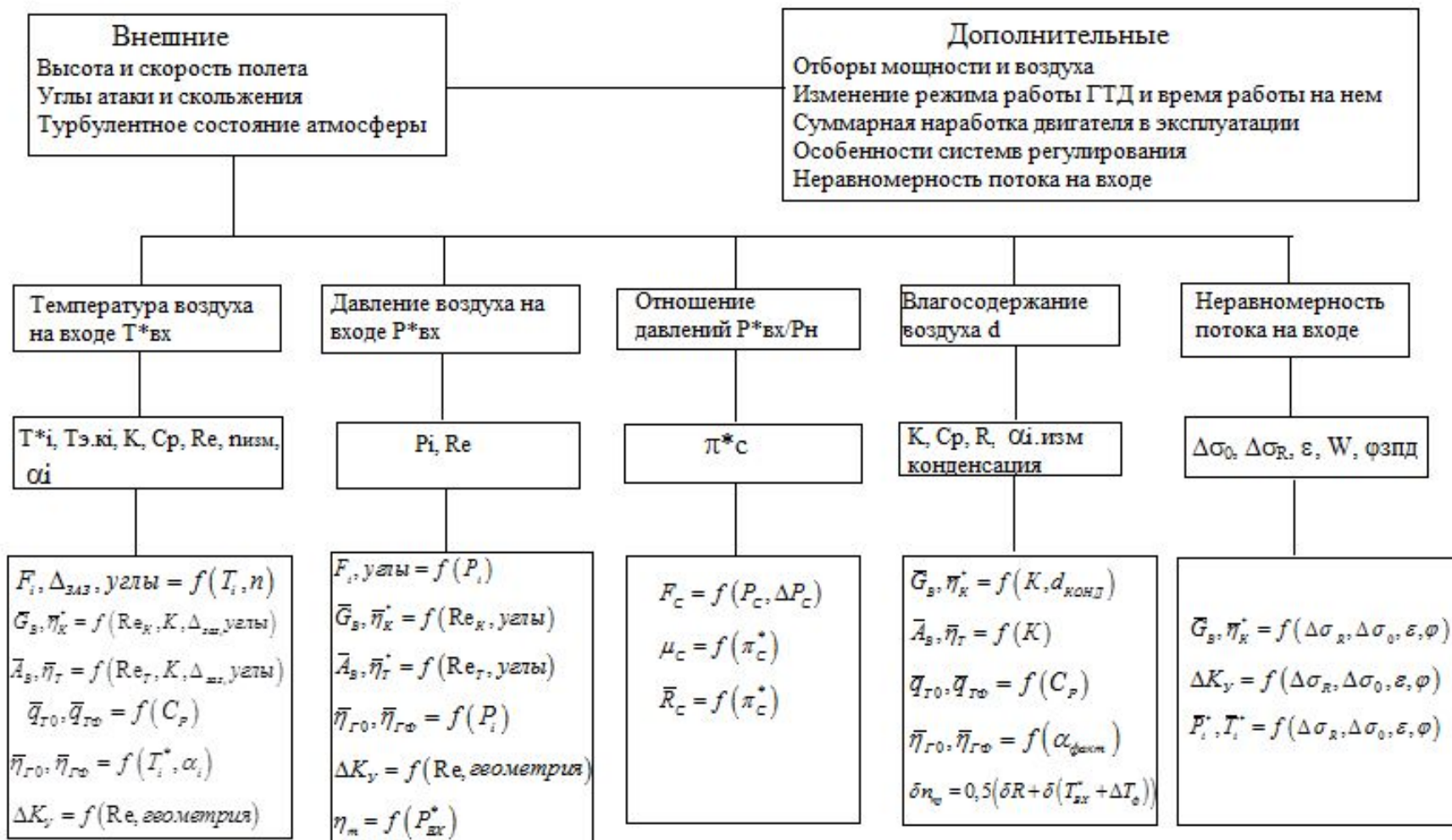
По общности исследуемых явлений различают **специальные испытания**, например:

- исследование высотно-скоростных характеристик и выбор оптимальной компоновки ГТД,
- тензометрирование элементов конструкции,
- вибрографи́рование и прочностная доводка в условиях реального нагружения рабочих лопаток, дисков, корпусов, направляющих аппаратов и других деталей двигателя,
- определение полей температур газа и термометрирование элементов конструкции;
- определение эмиссии и границ вибрационного и неустойчивого горения, а также отработку эффективности рабочего процесса в основных и форсажных камерах сгорания,
- проверку достаточности запасов устойчивости компрессоров и сверхзвуковых воздухозаборников с ГТД в системе силовой установки,
- проверку работоспособности двигателя, его узлов и систем на заданный ресурс,
- измерение шума,
- проверка пусковых характеристик двигателя в различных климатических и высокогорных условиях и т.д.

Эти испытания ГТД являются обязательными перед предъявлением двигателя на государственные испытания или проведение сертификации; номенклатура и объем их определяются программой государственных испытаний конкретного двигателя и нормами летной годности.

В зависимости от требований испытания проводятся как на наземных открытых и закрытых стендах (условия $H=0$, $M=0$), так и на специальных стендах в имитированных высотно-скоростных условиях, в том числе на летающих лабораториях.

В процессе эксплуатации на летательном аппарате двигатель подвергается влиянию большого числа разнообразных факторов, связанных как с внешними параметрами, характеризующими состояние атмосферы, так и с параметрами, обусловленными особенностями использования двигателя в системе силовой установки конкретного летательного аппарата – рисунок 1.



Внешними эксплуатационными факторами для ГТД являются высота «Н» и скорость полета (число Маха «Мп», углы атаки « α » и скольжения « β » летательного аппарата, а также влажность и турбулентность атмосферного воздуха.

Изменение высоты и скорости полета сопровождается изменениями температуры «Тн», давления (Рн) и плотности воздуха перед двигателем «р», отношений полного давления перед двигателем к статическому давлению в окружающей среде « $P^*_{вх}/P_n$ », а также изменением условных чисел Рейнольдса (Re) для потоков рабочего тела в элементах силовой установки.

Изменения температуры « $T^*_{вх}$ » и влагосодержания «d» атмосферного воздуха приводят к изменению его физических свойств.

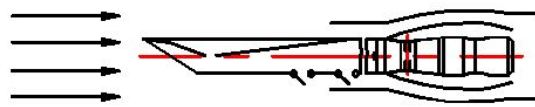
Изменение скорости полета, углов атаки и скольжения летательного аппарата, а также степени турбулентности атмосферы « $\square W$ » вызывают изменения неравномерности (окружной $\Delta\sigma_o$, радиальной $\Delta\sigma_r$) и пульсаций потока « ϵ » воздуха перед компрессором ГТД.

Диапазон изменения эксплуатационных факторов непрерывно расширяется. Влияние этого изменения на характеристики элементов и двигателя в целом в ряде случаев оказывается столь ощутимым, что сопровождается существенным ухудшением основных данных и эксплуатационных свойств двигателя и соответственно летно-технических характеристик летательного аппарата. Это может накладывать жесткие требования на выбор термодинамических параметров цикла при проектировании двигателя, программ управления регулируемые элементами, а также системы подачи топлива в двигатель.

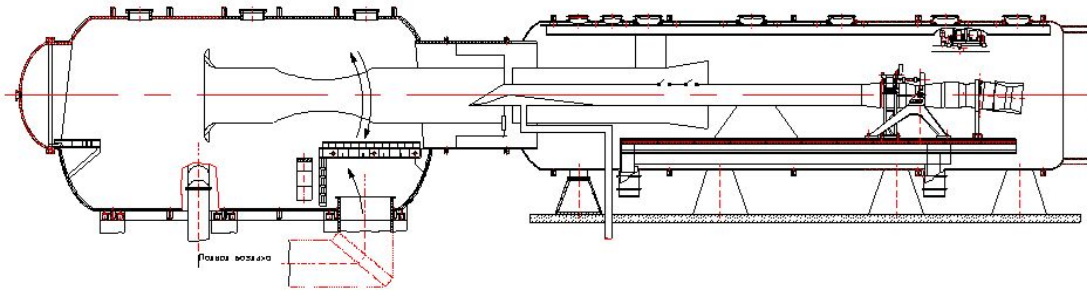
Расширение диапазонов высот и скоростей полета летательных аппаратов, оснащенных ГТД, повышение требований к эффективности и надежности силовых установок сопровождается значительным увеличением объема исследований двигателей и их узлов в условиях, максимально приближенных к эксплуатационным.

Возможные методы имитации полетных условий при испытаниях ГТД на высотных стендах представлены на рисунке 2.

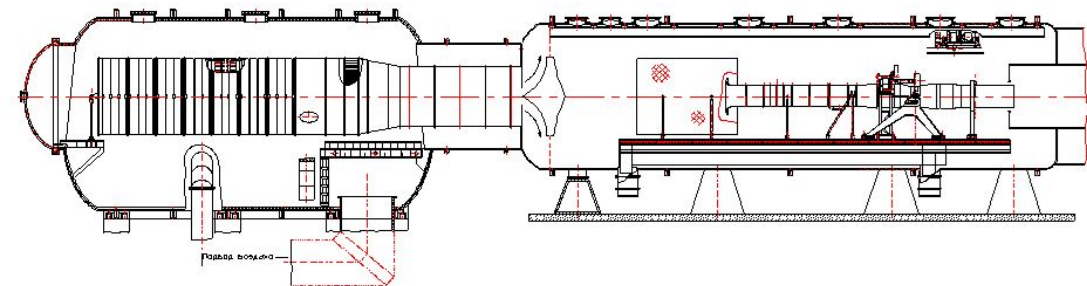
$P_{H\infty}$
 V_{∞}
 $T_{H\infty}$



а).



б).



в).

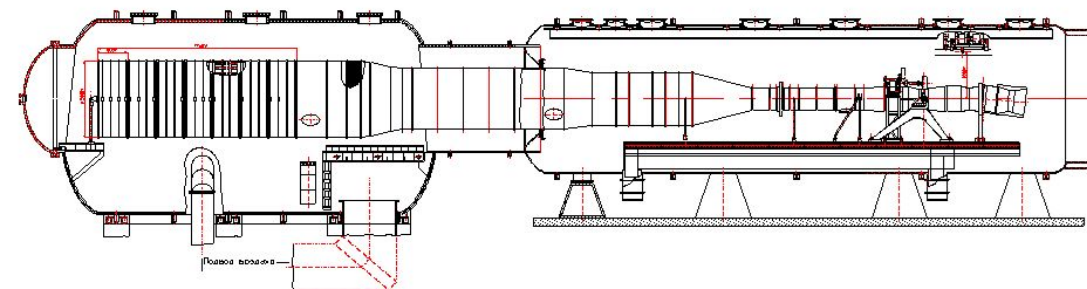


Рисунок 2. Основные схемы испытаний автономного двигателя без воздухозаборника и в составе СУ на высотных стендах.

а). Испытания СУ по схеме «с обдувом в свободной струе».

б). Испытания с обдувом передней кромки ВЗ св/зв. потоком из АДТ.

в). Испытания по схеме «с перегородкой».

г). Испытания по схеме «с присоединенным трубопроводом на входе».

В связи с ограниченным количеством высотных стендов широкое распространение получили испытания ГТД с частичной имитацией полетных условий на наземных (с подогревом воздуха, а также с наддувом и подогревом воздуха на входе) и климатических стендах. Это позволяет увеличить долю испытаний двигателей с имитацией полетных условий и тем самым объем и качество информации работоспособности и эффективности ГТД и его узлов.

Боксы (закрытые) испытательных стендов

Испытательный бокс является основной частью испытательного стенда.

Бокс состоит из следующих частей:

- а). входной, через которую к двигателю поступает воздух из атмосферы;
- б) . центральной, где устанавливается испытуемый двигатель;
- в). выходной, где происходит охлаждение выхлопных газов и выброс в атмосферу.

Как входная, так и выходная части могут быть расположены горизонтально или вертикально (рис. 3).

Вертикальное расположение предпочтительнее, так как во всасывающую систему попадает меньше пыли, а выхлопные газы при этой компоновке лучше рассеиваются в атмосфере.

При проектировании проточной части бокса производится аэродинамический расчет, имеющий своей целью определить его размеры. При этом должны быть выполнены условия, обеспечивающие точность результатов измерений в процессе испытаний. В частности, скорость потока во входных каналах не должна превышать 20 м/с. Скорость потока в боксах вокруг двигателя не должна быть больше 5...8 м/с. Не допускается загромождение проточной части бокса более чем на 10% площади его поперечного сечения. Потери полного напора во входной части не должны превышать 1330 Па, $p_{вх}^*/p_H = 0,98... 1,02$, где $p_{вх}^*$ - полное давление на входе в двигатель; p_H - статическое Давление окружающего воздуха в плоскости реактивного сопла на расстоянии 0,5 диаметра сопла от его края.

Прочность стен бокса при проектировании должна быть такова, чтобы и при аварии обеспечить безопасность обслуживающего персонала. Рассмотрим устройство типичного бокса.

Воздух поступает из атмосферы через шахту всасывания 1 (см. рис. 3.6). Испытуемый двигатель 2 установлен в рабочей части стенда на платформе силоизмерительного устройства 3, которое укреплено на фундаменте, изолированном от пола и стен бокса. Поэтому вибрации непосредственно не передаются на стены здания и не воздействуют на измерительную аппаратуру.

Типовые схемы закрытых боксов испытательных наземных стендов

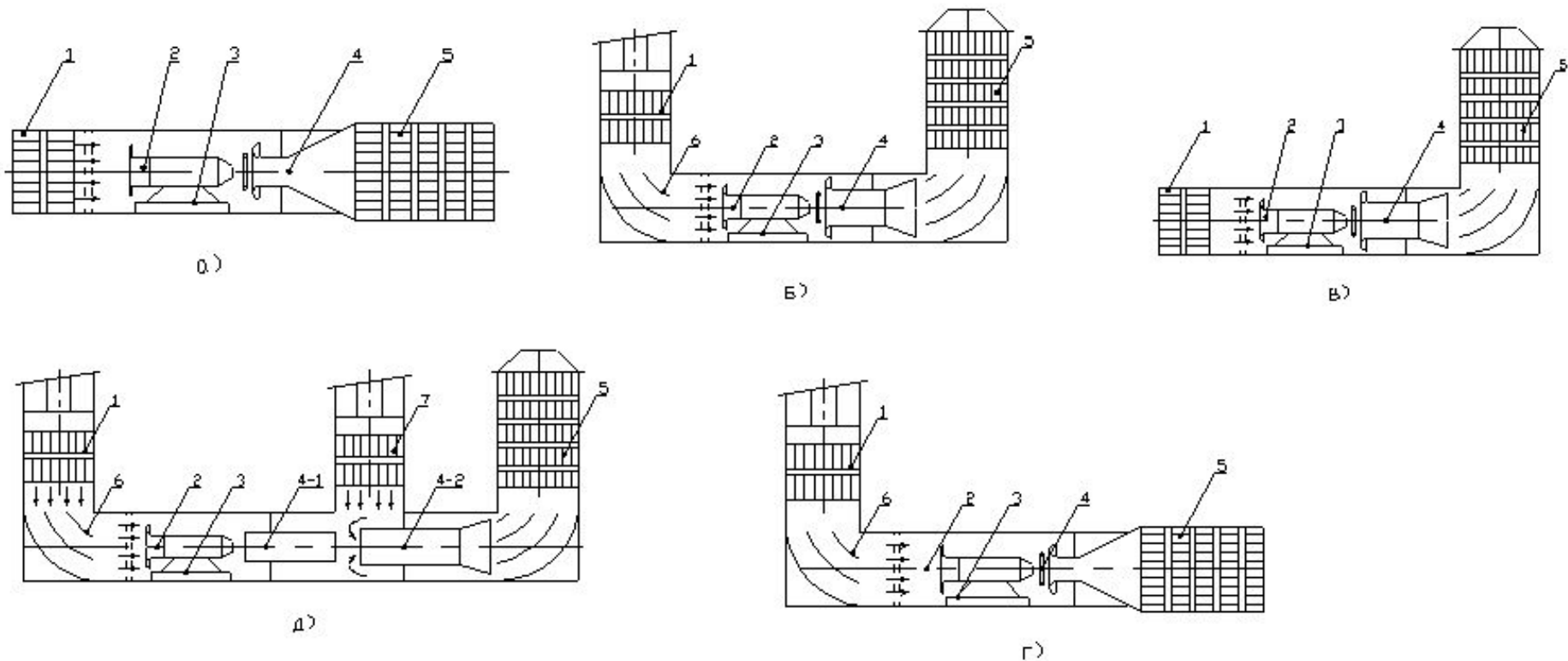


Рис.3. Типы испытательных боксов.

а). Прямоточный; б). П-образный; г). Г-образный; д). С дополнительной всасывающей шахтой.

1-всасывающая шахта с шумоглушением; 2- испытуемый двигатель; 3- силоизмерительный станок; 4-эжекторная труба; 4-1- первая ступень эжекторной трубы; 4-2 - вторая ступень эжекторной трубы; 5-выхлопная шахта с шумоглушением; 6- направляющие лопатки; 7- дополнительная всасывающая шахта с шумоглушением.

Наибольшее распространение получили боксы испытательных стендов по схеме б) и д). В боксах проводятся доводочные испытания опытных ГТД и испытания серийных ГТД, а также длительные испытания ГТД.

Испытательные стенды входят в состав испытательных станций или лабораторий. Испытываемые двигатели устанавливаются и испытываются с использованием специального оборудования в испытательных помещениях - боксах. Обслуживающий персонал, измерительная и вычислительная аппаратура размещаются в кабинах наблюдения, измерительных залах и вычислительных центрах. Испытания обеспечиваются системами питания (топливные, масляные, воздушные и другие системы), размещенными в специальных технологических помещениях и частично в испытательных боксах. Источники питания систем объекта и испытательного оборудования электроэнергией различного напряжения, сжатым воздухом и другими различными средами размещаются в специальных энергоцехах. Вычислительные центры, энергоцехи, а также технологические подразделения обслуживают, как правило, несколько стендов.

В состав испытательных станций входят также вспомогательные производственные подразделения (например, химическая лаборатория, лаборатория контроля и испытаний приборов и др.). Часть работ по подготовке двигателей к испытаниям проводится в специальных залах подготовки. На испытательных станциях и стендах имеются также административно-хозяйственные и бытовые помещения.

Каждый испытательный стенд должен удовлетворять определенным требованиям в отношении обеспечения возможности моделирования эксплуатационных условий, режимов работы двигателя, точности и достоверности получаемых результатов.

На каждый стенд составляется паспорт стенда - формуляр, содержащий основные характеристики аэродинамики стенда, его оборудования и систем. Все характеристики должны проверяться и фиксироваться в паспорте стенда при ремонте, перестройке стенда или переходе на новое изделие, но не реже одного раза в год.

Рабочая часть бокса оснащена подъемно-транспортными устройствами (тали-малые и умеренные грузы, тельферы-большие грузы, вертикальное и горизонтальное перемещение, рельсовые дорожки) для монтажа и замены двигателя. Температура выхлопных газов в выхлопной шахте не должна превышать 300...400 °С, так как шумоглушащие материалы не выдерживают высоких температур, да и шумоглушение при низкой температуре более эффективно. Поэтому выхлопная система стенда проектируется так, чтобы используя эжектирующее действие струи газов, вытекающей из реактивного сопла, можно было подмешать к ней достаточное количество атмосферного воздуха. Для этого на некотором удалении от среза сопла двигателя, чтобы не исказить поле давлений на хвостовой части, устанавливается эжекторная труба 4, откуда газы поступают в выхлопную шахту 5. Таким образом обеспечивается как вентиляция бокса с целью отвода тепла от внешней поверхности двигателя и установленных на ней агрегатов, так и снижение температуры газа в выхлопной шахте. Следует, однако, учитывать, что возникающее при этом движение воздуха в боксе создает внешнее воздействие на двигатель и одновременно появляется импульс потока на входе в двигатель. Оба фактора снижают значение силы, действующей на силоизмеряющее устройство. Поэтому для определения действительной стендовой тяги требуется внесение поправок на «парусность» и на входной импульс, значения которых зависят от уровня скорости и могут достигать 2...3 % измеренной тяги.

Величина поправки определяется экспериментально по результатам измерения тяги и скорости в боксе на одном и том же режиме при различной степени дросселирования выхлопной системы бокса либо путем сравнения данных двигателя на различных стендах.

На некоторых режимах при испытании ТРДФ и ТРДДФ не удается снизить температуру выхлопных газов до необходимого значения только при помощи подмешивания эжектируемого воздуха. В этом случае в эжекторной трубе устанавливают водяной душ. Выхлопные газы через шахту шумоглушения выбрасываются в атмосферу.

Кабина наблюдения испытательного бокса.

В кабине управления расположен пульт управления двигателем. На нем установлены рычаг управления двигателем, стоп-кран, тумблеры управления системами, основные приборы контроля эксплуатационных параметров рабочего процесса, уровня вибраций, указатели измерителей тяги, расхода топлива.

На пульте управления располагаются дисплеи ЭВМ, на которых в ходе испытаний наглядно в цифровом или графическом виде появляется информация о параметрах двигателя, результатах измерений и их первичной обработке на ЭВМ. Это позволяет оперативно вносить изменения в режимы работы и настройку двигателя, устранять возможные ошибки и при необходимости повторять измерения.

Широкое применение в настоящее время получили промышленные телевизионные установки, которые позволяют во время испытаний наблюдать за двигателем и его агрегатами, реактивным соплом и струей выхлопных газов, а при необходимости производить запись изображения на видеомagneитофон.



Топливная система стенда

Топливная система стенда должна обеспечивать:

- 1) бесперебойную подачу топлива к испытываемому двигателю;
- 2) измерения расхода топлива с точностью до $\pm(0,3...0,5) \%$;
- 3) очистку топлива;
- 4) пожарную безопасность на стендах.

Примерная схема системы подачи топлива показана на рисунке 4.

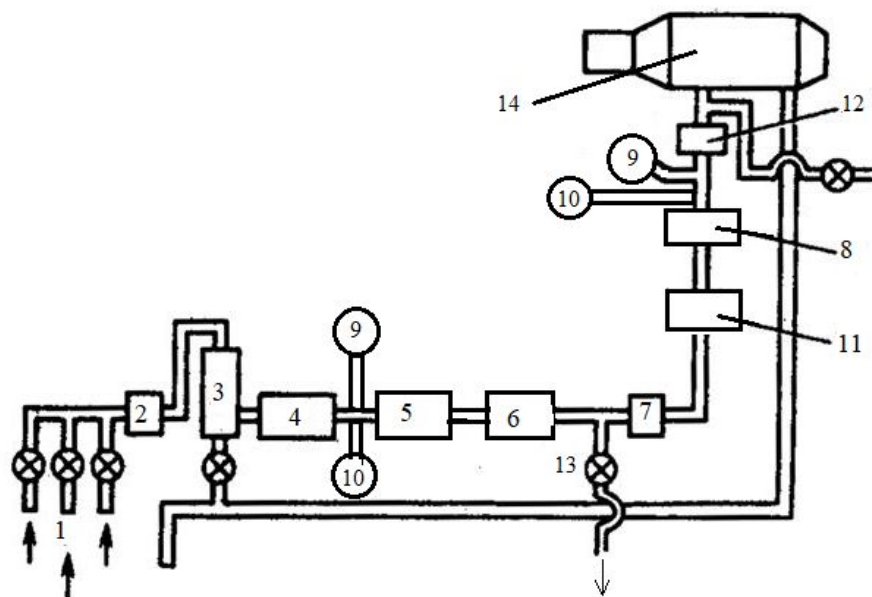


Рисунок 4. Принципиальная схема стендовой системы подачи топлива к ГТД:

1-коллектор топливохранилища для возможности проведения испытаний ГТД на нескольких сортах топлива; 2 - аварийный отсечной кран; 3 - фильтр грубой очистки; 4 - подкачивающий насос; 5 - клапан постоянного давления; 6- регулятор, 7 - фильтр тонкой очистки; 8 - расходомер; 9 - датчик давления топлива; 10 - датчик температуры топлива, 11 - подогреватель топлива; 12-обратный клапан; 13 - кран аварийного слива, 14- ГТД

Современные испытательные станции имеют централизованную подачу топлива к стендам. Топливохранилище располагается на безопасном расстоянии от стендов и состоит из подземных и надземных топливных баков. Топливохранилище оборудовано насосной станцией для перекачки топлива из железнодорожных составов; подкачивающей, насосной станцией, подающей топливо в магистраль, связывающие Топливохранилище со стендами; магистралью для аварийного слива.

Обычно к стендам от топливохранилища прокладываются несколько магистралей, это дает возможность подавать на стенд одновременно несколько видов топлива. Кроме того, от каждого из стендов прокладывается к топливохранилищу магистраль технического слива для дренажирования и возвращения в топливохранилище избытка топлива. Отдельно проложена магистраль аварийного слива топлива со стендов. Емкость аварийного слива должна быть больше емкости основных систем стенда.

Для обеспечения пожарной безопасности в магистралях устанавливаются отсечные клапаны с электрическим и ручным приводами. В пределах стенда трубопроводы бронируются, для того чтобы исключить возможность их повреждения при аварийном разрушении двигателя.

В топливной системе стенда (рис. 4) обычно имеется устройство для измерения расхода топлива, например весовой расходомер, расположенный в области низкого давления и позволяющий измерять осредненные по времени расходы топлива G_T . **В непосредственной близости от двигателя устанавливается турбинный расходомер**, позволяющий измерять мгновенные значения расхода топлива. Кроме того, в нескольких точках топливной системы измеряется давление топлива p_T .

Особое внимание уделяется чистоте топлива. В подводящих магистралях устанавливаются фильтры грубой очистки, как правило, сетчатые, для улавливания крупных включений. Непосредственно перед двигателем устанавливаются фильтры тонкой очистки - бумажные или матерчатые, обеспечивающие очистку топлива до размеров включений 5 мкм.

Недопустимым является наличие в топливе механических примесей и воды. В химической лаборатории станции испытаний партию поступившего топлива подвергают физико-химическому анализу на плотность топлива и теплотворную способность, на кинематическую вязкость, на отсутствие мехпримесей и воды, на температуру вспышки в закрытом тигле, на отсутствие водорастворимых кислот и щелочи и пр. По результатам анализа выдается «паспорт качества» на соответствие ГОСТу на этот тип топлива.

Магистрали топливных систем изготавливаются из коррозионно-стойкой стали и окрашиваются в желтый цвет.

Измерение массового расхода топлива (авиационный керосин, синтетическое и минеральное масло, вода и пр.)

Для измерения массового расхода топлива используются различные измерительные устройства:

- весовая головка (массовый расход),
- весовой расходомер Кориолисов (массовый расход),
- штихпробер (объемный расход),
- турбинный преобразователь расхода (ТПР) – объемный расход и пр.

В настоящее время практически на всех испытательных стендах в качестве средств измерения объемного расхода топлива, масла, гидросмеси широко применяются датчики расхода турбинного типа ТПР.

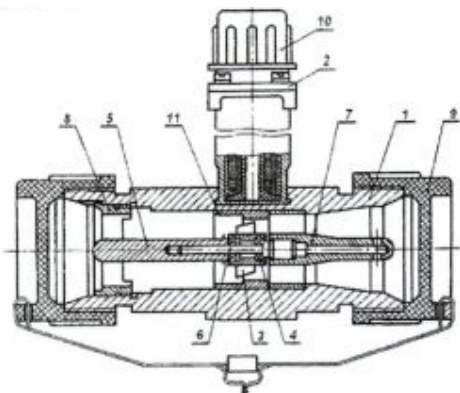
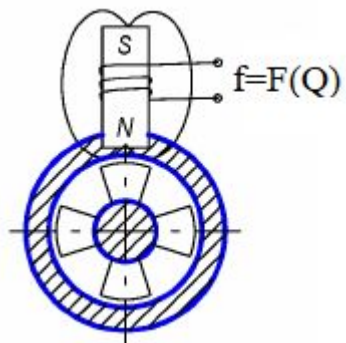


Рисунок 5. Конструкция ТПР. 1-корпус, 2- магнитоиндукционный генератор, 3-ротор, 4- подшипник, 5-входной струевыпрямитель, 6- ось, 7-выходной струевыпрямитель, 8-резбовое кольцо, 9-заглушка, 10- заглушка электроразъема, 11- втулка



Частота выходного сигнала пропорциональна объемному расходу

Рисунок 6. Схема работы датчика расхода жидкости ТПР

Частота вращения турбинки и, следовательно, частота электрических импульсов пропорциональны **объемному расходу жидкости Q**, проходящей через датчик.

Градуировочная характеристика датчика имеет вид: $f = aQ + b$

величины коэффициентов «а» и «в» указываются в паспорте датчика или определяются путем специальной градуировки на образцовой установке.

Основная погрешность ТПР определяется нелинейностью его характеристики в зависимости от объемного расхода. Поэтому для повышения точности измерения ТПР **выполняют индивидуальную градуировку** каждого датчика с аппроксимацией зависимости вида $Q \neq V$ ²

Промышленность выпускает ТПР широкого диапазона измерений объемного расхода жидкости.

Наименование турбинного преобразователя расхода	Диапазон измерения, л/час
ТПР7	108...576
ТПР8	180...900
ТПР9	288...1440
ТПР10	432...2160
ТПР13	1080...9000
ТПР16	3600...36000
ТПР18	7200...90000

Массовый расход жидкости определяют по формуле: $G_t = Q \cdot \rho$, где ρ -плотность топлива.

Величина плотности керосина типа ТС-1 определяется по формуле:

$\rho = \rho_0 \cdot [1 - 0,0078 \cdot (t_T - 20)]$, где:

ρ_0 –плотность керосина при $t_0 = 20^\circ\text{C}$,

t_T - измеренная температура керосина или с помощью денсиметра.

При правильной организации измерительных участков (постановка струевыпрямителей перед и за датчиком, выполнение на входе в датчики прямых участков) и индивидуальной градуировке на рабочей жидкости ТПР обеспечивает измерения массового расхода топлива с погрешностью не более $\pm(0,3 \dots 0,5) \%$. при $P=0,95$.

Кориолисов массовый расходомер . Основные преимущества- высокая точность измерения до $\pm 0,1 \%$ от ВП (верхнего предела измерения диапазона) для жидкости и $\pm 0,5 \%$ ВП для газа, широкий диапазон измерения 1:100, одновременное измерение массового расхода, плотности и температуры среды.

Недостатки расходометра- влияние на точность измерения внешних вибраций.

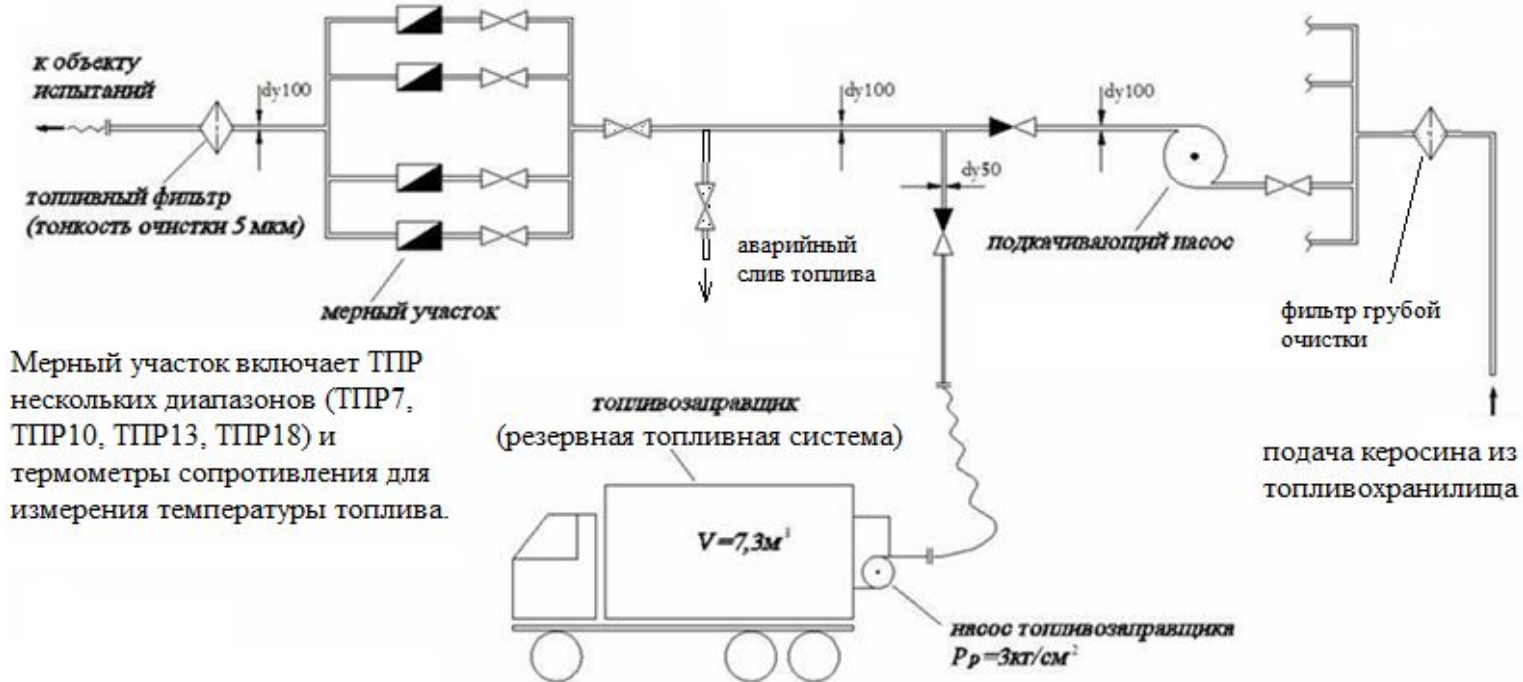


Рисунок 7. Принципиальная схема основной и резервной системы топливопитания на высотном стенде ЦИАМ

При испытаниях могут применяться следующие марки топлива:

- основное ТС-1 по ГОСТ 10227;
- ДЖЕТ А-1 (Jet A-1) по ГОСТ Р 52050;
- Jet A-1 (DEF STAN 91-91);
- дублирующее РТ по ГОСТ 10227.

- * давление топлива на входе в двигатель (избыточное):
- * на запуске: $2...2.5\text{ кгс/см}^2$;
- * на режиме: $0.4...2.8\text{ кгс/см}^2$;
- * при обесточенном электропитании стенда - не менее 0.25 кгс/см^2 ;
- * температура топлива на входе в двигатель: $-40...+40\text{ С}$;
- тонкость фильтрации топлива 5 мкм, класс чистоты по ГОСТ 17216 - не хуже 8.

В некоторых случаях при испытаниях двигателей сверхзвуковых самолетов необходимо подогреть топливо. Для этого в систему включаются специальные паровые подогреватели или подогреватели других систем. Скорость движения топлива по трубопроводам выбирают из условия малых

В некоторых случаях при испытаниях двигателей сверхзвуковых самолетов необходимо подогреть топливо. Для этого в систему включаются специальные паровые подогреватели или подогреватели других систем. Скорость движения топлива по трубопроводам выбирают из условия малых гидравлических потерь, и она не превышает, как правило, 1...1,5 м/с. В тех случаях, когда давление в камере сгорания больше давления в системе, например в момент запуска или включения подачи топлива, существует опасность попадания воздуха в топливную систему. Для предотвращения таких явлений в системе устанавливаются обратные клапаны.

Масляная система испытательного стенда.

Масляная система испытываемого двигателя автономна, и на большинстве режимов двигатель снабжается маслом от своей собственной системы.

На испытательных стендах предусмотрена масляная система для **консервации** двигателя путем нагнетания горячего масла в топливную систему. Она включает в себя стендовый масляный бак, насосы подачи и водяные теплообменники, в которых может быть обеспечен подогрев масла до 80 °С. Для специальных испытаний ГТД и ТВД на установившихся режимах на подогретом или охлажденном масле предусмотрена отдельная масляная система. Эта маслосистема замкнутая, для подогрева масла используется электрический подогреватель, для охлаждения- водяной радиатор. В стендовой масляной системе имеются фильтры тонкой очистки до 5 мкм, уловители стружки и магнитные пробки. В процессе работы измеряются давление, температура и расход масла. При работе по замкнутому циклу периодически отбираются пробы масла для его анализа.

Гидравлическая стендовая система.

Если на испытываемом двигателе установлены гидравлические самолетные помпы высокого давления с гидросмесью типа АМГ-10 по ГОСТ 6794-2017, то при необходимости стендовая гидравлическая система должна имитировать циклическую загрузку гидروпомп.

$$\Delta m_{\text{НОМП}} = 1,635 \frac{\Delta P_H [\text{бар}] \cdot Q_H [\text{л / мин}]}{\eta_H},$$



Стендовая электрическая система.

Типовая электрическая система испытательного стенда включает:

- а) силовую сеть $u=220\text{V}$, $f=50\text{ Hz}$, $I=50\text{ A}$ для освещения боксов, сигнализации и т.д.;
- б) силовую сеть трехфазного тока $u=380\text{V}$, $f=50\text{ Hz}$, позволяющую обеспечить электроэнергией электроприводы и электродвигатели;
- в) сеть постоянного тока 27 V . Эта система необходима для работы самолетных агрегатов, запуска двигателя и питания системы контроля в процессе испытаний. При запуске ГТД сила тока может достигать $500\text{-}1000\text{ A}$;
- г) систему питания электроприборов с частотой 400 Гц при $f=115\text{ Hz}$ (750 Вт) на базе источников типа П-750, преобразует постоянный ток бортовой сети в переменный однофазный ток напряжением 115 V , частотой 400 Гц .

Электросистема, обеспечивающая загрузку электрогенераторов постоянного и переменного тока, установленных на испытываемом двигателе

Стендовая система включает секционные реостаты загрузки электрической мощности, установленные под навесом на отдельной площадке и обдуваемые принудительно для охлаждения атмосферным воздухом.

Система измерения расхода воздуха с коллектором на входе ГТД

Система измерения расхода воздуха (СИРВ) предназначена для автоматизированного измерения массового расхода воздуха, поступающего на вход испытываемого двигателя на установившихся режимах работы ГТД и стенда.

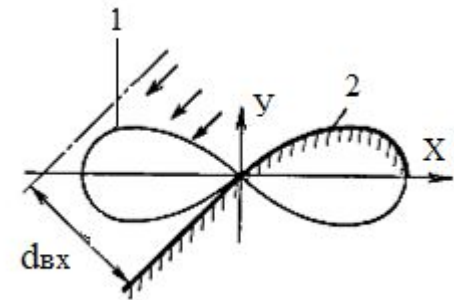
В СИРВ испытательного стенда входит следующее оборудование:

- входное защитное устройство (ВЗУ);
- защитная сетка перед входом в расходомерный коллектор (РМК);
- выравнивающие устройства, установленные в боксе стенда;
- расходомерный коллектор ;
- первичные преобразователи давлений, перепадов давлений и температуры;
- система сбора и обработки результатов измерений;
- технические средства для проведения градуировки измерительных каналов.

Расходомерный лемнискатный коллектор представляет собой нестандартное сужающее устройство, установленное на входе в двигатель - см. рисунок 8.

РМК состоит из плавно сопрягающихся между собой конфузورного участка и цилиндрического участка присоединенного трубопровода с внутренним диаметром, равным входному диаметру двигателя.

Профиль конфузорного участка РМК выполнен в виде лемнискатного насадка, уравнение которого в полярных координатах (ρ, ϕ) имеет вид $\rho^2 = a_n^2 \cos 2\phi$ обеспечивает плавное безотрывное обтекание входной кромки, поле скоростей во входном сечении становится близким к равномерному, и незначительные потери полного давления .



1- контур лемнискаты - «восьмерка»,
2- контур входной части лемнискатного насадка

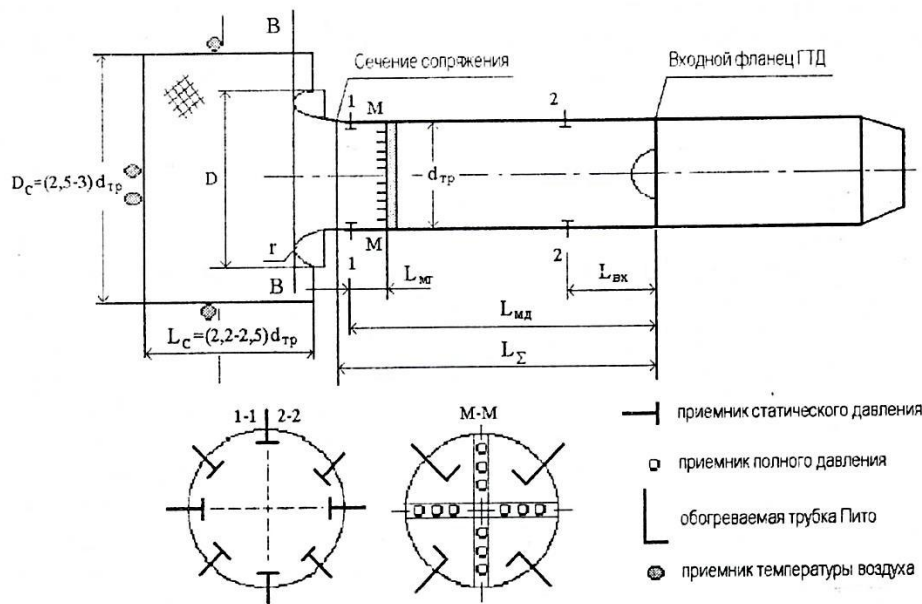


Рисунок 8. Расходомерный коллектор с конфузуром по лемнискате.

Характерный размер лемнискаты $a_{л} = (0,6 \dots 0,8) \cdot d_{тр}$, где $d_{тр}$ - диаметр внутреннего сечения присоединенного трубопровода.

Конструкция РМК должна отвечать следующим требованиям:

- радиус скругления конфузора $r \approx 0,1 \cdot d_{тр}$;
- расстояние от мерного сечения 1-1 до входного фланца двигателя $L_{мд} \geq 1,5d_{тр}$;
- расстояние от мерного сечения 1-1 до места установки пневмогребенок в сечении М-М $L_{мг} \approx 0,1 \cdot d_{тр}$;
- расстояние от контрольного сечения 2-2 до входного фланца двигателя $L_{вх} \sim 0,7d_{тр}$;
- общая длина цилиндрической части присоединенного трубопровода $L_{\Sigma} \approx 2 d_{тр}$;
- приведенная скорость на цилиндрическом участке РМК $\lambda \leq 0,7$.

В конструкции РМК должна быть предусмотрена возможность измерения диаметров мерного и каждого из контрольных сечений не менее чем в восьми поясах, расположенных равномерно по окружности с относительной погрешностью не более 0,02%.

В каждом сечении необходимо провести по 8-10 повторных измерений диаметра трубопровода. При определении среднего диаметра РМК необходимо усреднять квадраты диаметров, а не их диаметры:

$$\bar{d} = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n d_i^2}$$

РМК должен быть установлен в боксе так, чтобы пространство перед сечением входа В-В было максимально свободным от препятствий, вызывающих возмущение потока. Для РМК с ВЗУ типа сетки пол, стены, потолок бокса и препятствия должны находиться не ближе, чем на расстоянии $2,5 \cdot d_{\text{тр}}$ от оси РМК в перпендикулярном к оси направлении.

Допускается крепление защитной сетки к элементам подвижной части силоизмерительной системы стенда, если перепад на сетке не превышает 40 Па, а максимальное усилие от сопротивления сетки незначительно и не превышает 0,01% от тяги двигателя.

В сечении М-М для измерения полного давления устанавливаются четыре радиальные пневмогребенки, расположенные равномерно по окружности через 90°. Приемники полных давлений желательно устанавливать на средних радиусах колец с равновеликими площадями поперечного сечения:

- в ядре потока (с относительным радиусом $r_{\text{отн}} < 0,9$) по семь приемников полного давления на каждой из четырех пневмогребенок;
- в пограничном слое (при $r_{\text{отн}} > 0,9$) по шесть приемников на каждой из четырех пневмогребенок.

Геометрические координаты приемных отверстий пневмогребенок должны измеряться с погрешностью не более 0,02 % ИВ. Отношение площади, затененной установленными гребенками, к общей площади проходного сечения РМК не должно превышать 8%.

Подсистема измерения давлений в составе СИРВ должна быть построена с учетом следующих принципов:

- раздельного измерения в выбранных сечениях полного и статического давления;
- прямого измерения перепада между полным p^* и опорным (барометрическим) давлением $p_{\text{он}}$ при помощи дифференциальных датчиков или датчиков избыточного давления;

- измерения поля полного давления в сечении М-М и полей статического давления в сечениях 1-1 и 2-2 относительно опорного давления;
- погрешность измерения полного давления в потоке и перепада между полным и опорным давлением должна быть не более $\pm 0,2\%$ ИВ;
- погрешность измерения перепада статических давлений ΔP в сечениях 1-1, 2-2 и перепада Δp^* в сечении М-М должна быть не выше $\pm 0,2\%$ ИВ;
- погрешность измерения опорного давления должна быть не выше $\pm 0,1\%$ ИВ.

Измерение температуры потока воздуха необходимо проводить при помощи термопреобразователей сопротивления с погрешностью не более ± 1 К;

Термометры сопротивления (около восьми штук) должны быть установлены на ВЗУ: два - в центральной входной части ВЗУ, шесть - равномерно по наружной окружности ВЗУ.

Градуировка системы измерения воздуха

Градуировку системы измерения расхода воздуха выполняют при «калибровочной схеме» (см. рисунок 8), включающей установленные в сечении М-М гребенки полного давления и обогреваемые трубки Пито на ряде режимов работы испытываемого ГТД в диапазоне режимов «малый газ»....» **максимальный режим** с целью определения:

- коэффициента расхода РМК - μ ,
- коэффициента потерь полного давления во входном устройстве по результатам измерений полного давления в сечении М-М и статического давления в сечении 2-2;

Вычисление расхода воздуха проводится методом «площадь-скорость» по формуле:

$$G_{\text{ВЗУ}} = \mu \sqrt{\frac{2}{k+1}} \frac{1}{R_B \sqrt{T_{\text{ВХ}}^*}} \int_{F_M} Y(\lambda) [] \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{1}{k-1}} \left(\frac{k-1}{k+1} \right)^{-1}$$

Численное интегрирование газодинамической функции $Y(\lambda)$ проводится по площади F_M с использованием эпюры распределения по радиусу полного давления P^*_M (сечение М-М) и постоянства статического давления $P_{CP,1-1} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n P_{i,1-1}$ в сечении 1-1.

Вычисление расхода воздуха с использованием трубок Пито проводится по формуле:

$$G_{\text{Пито}} = \sqrt{k \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \frac{1}{R_B \sqrt{T_{\text{ВХ}}^*}} E_M \cdot P_{\text{Пито}}^* \cdot q(\lambda_{\text{Пито}})} \quad [\quad / \quad], \quad :$$

$q(\lambda_{\text{Пито}}) = f(P_{\text{Пито}} / P_{\text{Пито}}^*)$ - газодинамическая функция,

$P_{\text{Пито}}^*$ - среднее измеренное значение полного значения показаний трубок Пито (см. рисунок 8).

Коэффициент расхода мерного сечения лемнискатного насадка определим как $\mu = \frac{G_{\text{В}}}{G_{\text{В.Пито}}}$ в зависимости от отношения давлений на трубках Пито как $\mu = f(1 - P_{\text{Пито}} / P_{\text{Пито}}^*)$

По окончании градуировки РМК пневматические гребенки полного давления демонтируются из входного трубопровода РМК. Далее могут использоваться только обогреваемые трубки Пито. Эта схема измерения расхода воздуха называется **«рабочей»**.

При использовании **«рабочей схемы»** измерений расход через ГТД определяется по формуле:

$$G_{\text{В}} = \sqrt{k \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \frac{1}{R_B \sqrt{T_{\text{ВХ}}^*}} \times \dots \cdot (\quad) [\quad]$$

$\mu = f(1 - P_{\text{Пито}} / P_{\text{Пито}}^*)$ - коэффициент расхода μ находится с помощью полученной при градуировке зависимости в зависимости от измеренного отношения давлений

$$1 - P_{\text{Пито}} / P_{\text{Пито}}^*$$

Погрешности измерения массового расхода воздуха

Согласно ОСТ 102555-85 погрешность измерения расхода воздуха на установившихся режимах работы должна быть не выше $\pm 0,5\%$ ВП (верхний предел измерения) для опытных двигателей и $\pm 0,7\%$ ВП для серийных двигателей в диапазоне 70...100% от максимального расхода воздуха при доверительной вероятности $P=0,95$.

Стендовая система пожаротушения

Система пожаротушения предназначена для обеспечения пожарной безопасности испытываемого ГТД при проведении его испытаний в боксе, на открытом стенде в ТБК высотного стенда.

Для защиты от возгорания и для пожаротушения двигателя и стенда должны быть предусмотрены автоматические системы газового пожаротушения с ручным пуском из пультовой и из бокса стенда.

Рассмотрим пример системы пожаротушения, применяемый на высотном стенде ЦИАМ.

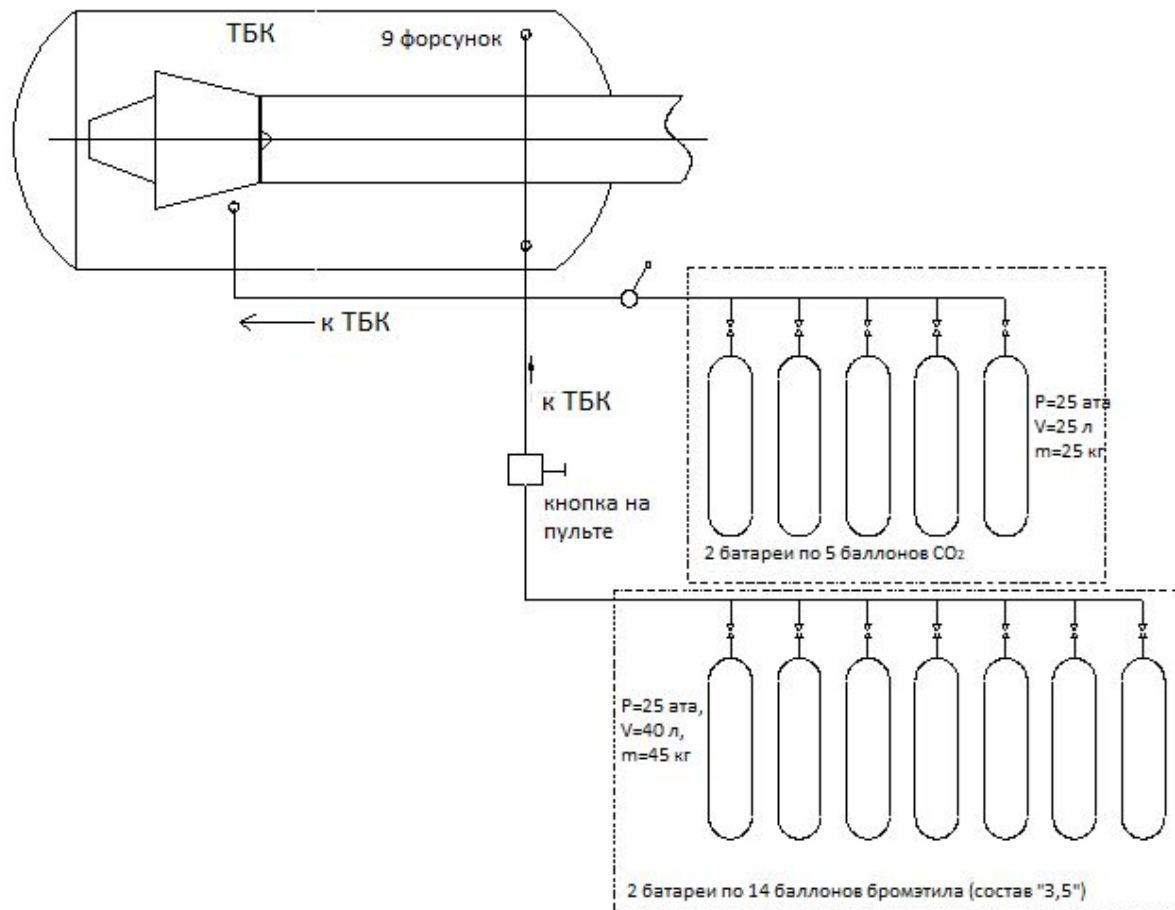
1-я стендовая установка пожаротушения (см. рисунок 9) состоит из баллонов со сжиженным углекислым газом CO_2 (в 1,5 раза плотность выше, чем у воздуха), магистралей подвода углекислого газа к двигателю, подключающего устройства (электромагнитного клапана) и двигательных противопожарных коллекторов с распылителями. Баллонная батарея из десяти сорокалитровых баллонов располагается в боксе рядом с ТБК. Система используется для ликвидации локальных возгораний на двигателе направленной подачей углекислого газа на очаг возгорания при помощи двигательных распылителей. Управление системой производится вручную, с пульта управления двигателем или автоматически по сигналу двигательного датчика возгорания.

2-я стендовая установка пожаротушения на базе состава «3,5В» (бромэтил-огнегасительный состав представляет собой жидкую смесь, состоящую из 70% бромистого этила и 30% углекислоты по весу, температура кипения $+38,4^{\circ}\text{C}$.) предназначена для тушения сильных возгораний в ТБК в процессе испытаний. Принцип действия установки основан на заполнении закрытого пространства в (ТБК), где происходит горение, огнегасящим составом «3,5В», плотность которого выше плотности воздуха.

Ведущий экспериментатор (начальник стенда) по сигнализации на пульте о пожаре в двигателе ПД-14 вручную подключает:

- подвод огнегасящего состава CO_2 к двигателю ПД-14;
- подвод в ТБК (при необходимости) состава «3,5» (при необходимости).

Рисунок 9. Пример 2-х систем пожаротушения на высотном стенде ЦИАМ (категория помещения стенда «А» - повышенная опасность)



В случае местного загорания используются переносные средства пожаротушения: углекислотные огнетушители ОУ-5, ОУ-8, ОП-5.

Испытания ГТД на открытых наземных стендах

В ОКБ имеются открытые стенды (без бокса), на которых проводятся специальные испытания ТРДД:

- измерение прямой и обратной (реверс) тяги;
- тензометрирование элементов конструкции ГТД;
- проверка устойчивости компрессоров при «боковом задуве» ветра;
- измерение эмиссии в продуктах выхлопа;
- измерение акустической звуковой мощности двигателя на местности;
- проверка попадания на вход града, щебенки, птиц, ливневого дождя и пр.



Рисунок 10. Открытый стенд ОС-5 АО «ОДК-Авиадвигатель» для проверки основных данных и акустических характеристик ТРДД. (Изменение высоты осевой линии от земли 2...6,9 м).

Важно отметить, что на открытых стендах ОКБ невозможна имитация полетных условий испытаний ТРДД СВ с отдельными контурами, в частности, в условиях крейсерского полета $H=11$ км, $M=0,8$.



Рисунок 11. Стендовое устройство воздуходувок на открытом стенде в Полуево (г. Рыбинск) для исследования влияния бокового задува воздуха на вход в ТРДД ПД-14 для проверки уровня предельного возмущения потока $W = \Delta\sigma_0 + \varepsilon$ на входе в вентилятор и оценки устойчивости компрессоров.

Проверки работоспособности двигателя в условиях прямого, бокового и попутного обдува:

- при боковом обдуве $V_{обд} = 5$ и 10 м/с до Взлетного режима ;
- при боковом обдуве $V_{обд} = 15$ м/с до режима 0,7 Набора;
- при попутном обдуве $V_{обд} = 5$ м/с на запуске и режиме Малого газа.

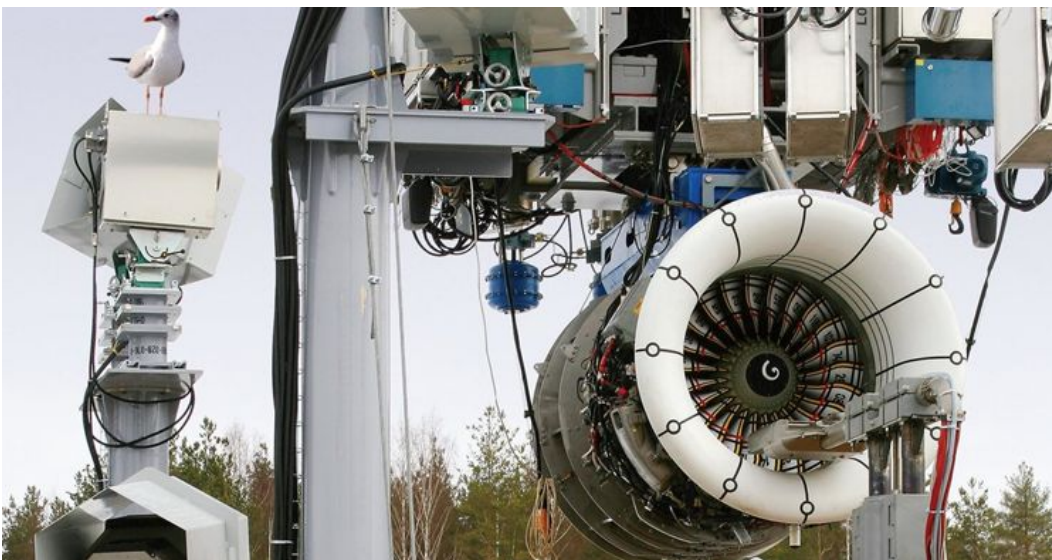


Рисунок 12. Стендовое устройство на открытом стенде в Полуево (г. Рыбинск) для проверки заброса града на вход в ТРДД согласно авиационным правилам АП-33.



Рисунок 13. Подготовка ПД-14 к проведению исследований акустических характеристик.

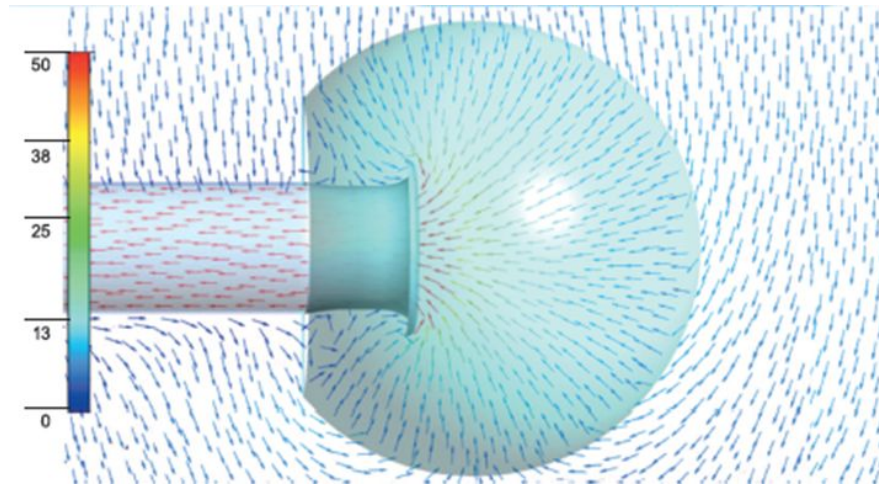


Рисунок 14. Работа аэродинамического противотурбулентного устройства

Работы по акустическим исследованиям на открытом стенде.

1. Исследование выявления источников шума, определение закономерностей генерации звука в узлах ТРДД, акустическая оптимизация шума в узлах ГТД и в ВЗ.
2. Доводка по отработке мероприятий по снижению шума.
3. Сертификационное определение уровня шума на местности по техническому руководству ИКАО.

Конструкция противотурбулентного устройства представляет сферический усеченный купол с совокупностью компактных хонейкомбов, обеспечивающих равномерное притекание потока к входному устройству ТРДД. В соответствии с нормами ИКАО использование противотурбулентного устройства при проведении акустических исследований ГТД для сертификации самолета на местности является обязательным.

Испытания ГТД на летающей лаборатории

Летные испытания проводят для отработки летно-тактических характеристик ГТД сначала на летающей лаборатории, а затем на самолете, для которого предназначен двигатель.

Комплекс летных испытаний ТРДД включает вопросы:

- обеспечения первого вылета опытного самолета;
- доводки двигателя и его систем, устранение недостатков, отмеченных в планах мероприятий, направленных на повышение его экономичности, надежности и увеличения ресурса;
- обеспечения и сертификационных испытаний самолета.

Газодинамический метод определения тяги ТРДД с отдельными соплами в практике летных исследований на летающих лабораториях является единственным. Для этой цели испытываемый ТРДД имеет специальное препарирование:

- приемниками давления по поверхности капота газогенератора и центрального тела, а также части пилона,
- гребенками полного давления и заторможенной температуры потока в наружном и внутреннем контурах,
- гребенками полного давления и заторможенной температуры потока входное сечение в двигатель.

Расход воздуха через двигатель и тяга двигателя в летных испытаниях обычно прямо не измеряется, а для оценки расхода воздуха в ряде случаев используется зависимость $G_{В.ПР} = f(n_{В.ПР})$, полученная заранее на высотном стенде для двигателя этого типа с учетом имитируемого числа Маха полета.



Рисунок 15. Испытываемый опытный ТРДД ПД-14 на ЛЛ ИЛ-76

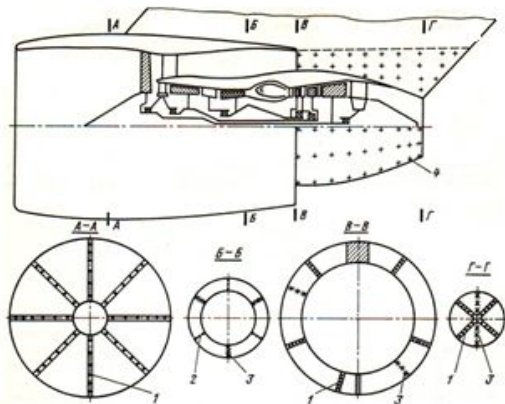


Рисунок 16. Схема препарирования двигателя Д-36 для летных испытаний

Основные этапы летных испытаний ГТД в процессе доводки , освоения и эксплуатации на самолете

Первый этап летных испытаний и доводки опытных ГТД проводится на летающих лабораториях параллельно стендовым испытаниям прежде всего для обеспечения безопасности первого вылета опытного самолета и достаточную работоспособность, надежность и ресурс для продолжения летных испытаний.

Второй этап летных испытаний начинается с первого вылета опытного самолета, в том числе на предельных углах атаки и скольжения, перегрузки и пр., а также параллельно продолжается на летающей лаборатории по специальным программам для продолжения его доводки.

Третий этап летных испытаний проводится в процессе государственных летных испытаний самолетов ВА на соответствие летных эксплуатационных характеристик ТТ Заказчика. На самолетах ГА на этом этапе заканчиваются сертификационные испытания.

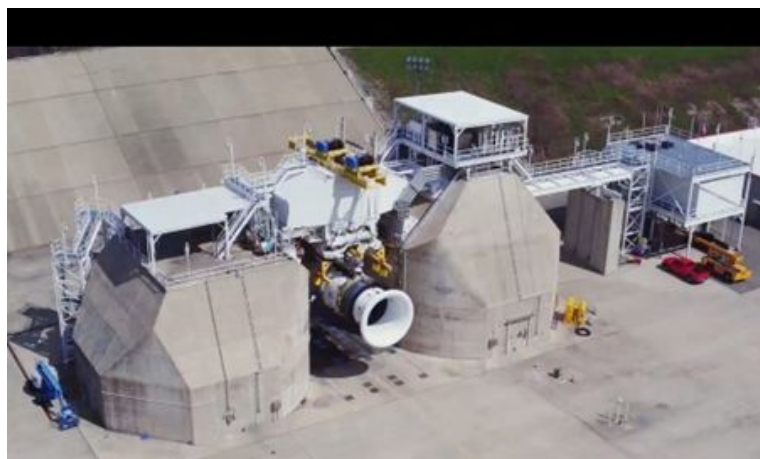
Четвертый этап летных испытаний и доводки ГТД проводится в процессе их освоения и в серийном производстве и эксплуатации, проверяются мероприятия по увеличению ресурса серийных ГТД..

Пятый этап летных испытаний ГТД проводится в процессе их модернизации, поскольку основные типы ГТД длительное время находятся в эксплуатации. За это время создается научно-технический задел, способствующий повышению эффективности, надежности и ресурса. По результатам этого этапа принимается решение о внедрении модифицированных ГТД в эксплуатацию на самолете.

Примеры наземных открытых стендов и летающих лабораторий для испытаний ТРДД с большой степенью двухконтурности и большой тяги



Летающая лаборатория на базе самолета Боинг 747 для испытаний ТРДД GE9X для самолета В.777Х



Наземный стенд фирмы GE для испытаний ТРДД типа GE9X большой степени двухконтурности и тяги в Пиблз (США)



Двигатель GEnX на открытом наземном испытательном стенде General Electric в Пиблз, штат Огайо (США)

При испытаниях ГТД используются средства измерения, допущенные к применению ведомственной службой метрологии. Для некоторых видов испытаний создаются специальные измерительные системы, например для измерения тяги (мощности) и расхода воздуха и т. п. На наземных стендах с закрытым боксом при определении тяги двигателя учитывается влияние внутренней аэродинамики стенда. Учет отличия атмосферных условий при оценке основных параметров ГТД производится с использованием формул приведения. Непрерывное увеличение ресурсов авиационных ГТД потребовало разработки специальных методов эквивалентных и эквивалентно-циклических испытаний, обеспечивающих в стендовых условиях одинаковую повреждаемость критических элементов, как и в условиях эксплуатации за время выработки заданного ресурса, однако за существенно меньшее время. Особое внимание при этом уделяется подтверждению малоцикловой долговечности основных деталей. Программы таких испытаний формируются на основе типовых полетных циклов для конкретного летательного аппарата.

Требования повышения эффективности и информативности испытаний определяют основные современные тенденции в области испытаний авиационных ГТД:

1. Внедрение методов ускоренных испытаний по установлению ресурса и выявлению критических элементов двигателей путем применения эквивалентно-циклических испытаний и испытаний с повышенной температурой газа перед турбиной, которые являются мощным средством экономии времени и средств на доводку, особенно, если учесть сроки службы современных ГТД.

2. Комплексация разных экспериментальных задач, получение в одном испытании возможно более разнообразной информации. Такая комплексация возможна лишь при применении специальных средств снятия информации с двигателя, в первую очередь к ним относятся бесконтактные методы измерений.

3. Более широкое внедрение методов и средств частичной имитации полетных условий при испытаниях ГТД на заводских стендах с закрытым боксом.

4. Комплексная автоматизация испытаний (управление режимами работы двигателя и стенда, измерения, обработка и анализ результатов испытаний с использованием математических моделей ГТД) при применении специальных автоматизированных АИИС и АСУ ТП.

Эксплуатационные факторы, определяемые условиями полета

В процессе эксплуатации авиационный двигатель подвергается влиянию большого числа разнообразных факторов, связанных как с внешними параметрами, характеризующими состояние атмосферы, так и с параметрами, обусловленными особенностями использования двигателя в системе силовой установки самолета. Эксплуатационные параметры, определяемые условиями полета: давление, температура, влажность, водность, а также параметры потока, поступающего в двигатель, такие, как неравномерность и нестационарность полей давлений и температуры, турбулентность и т.

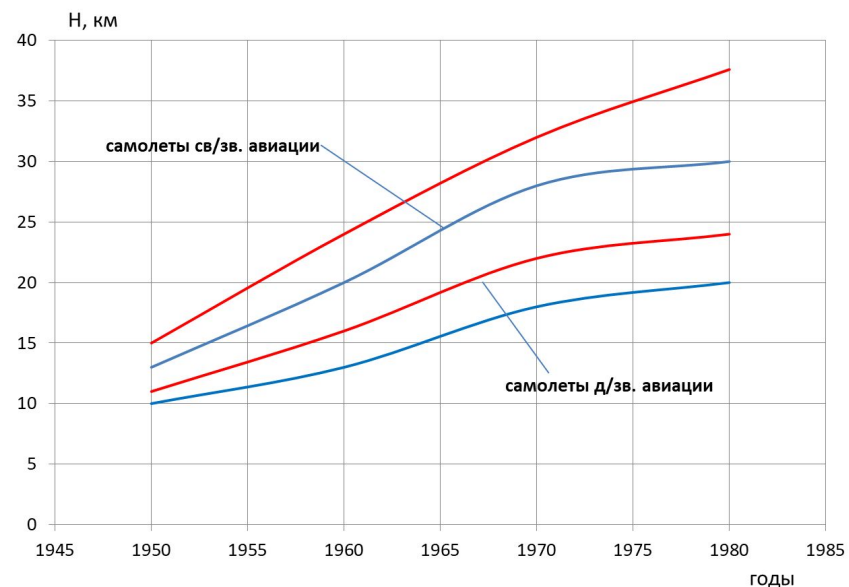
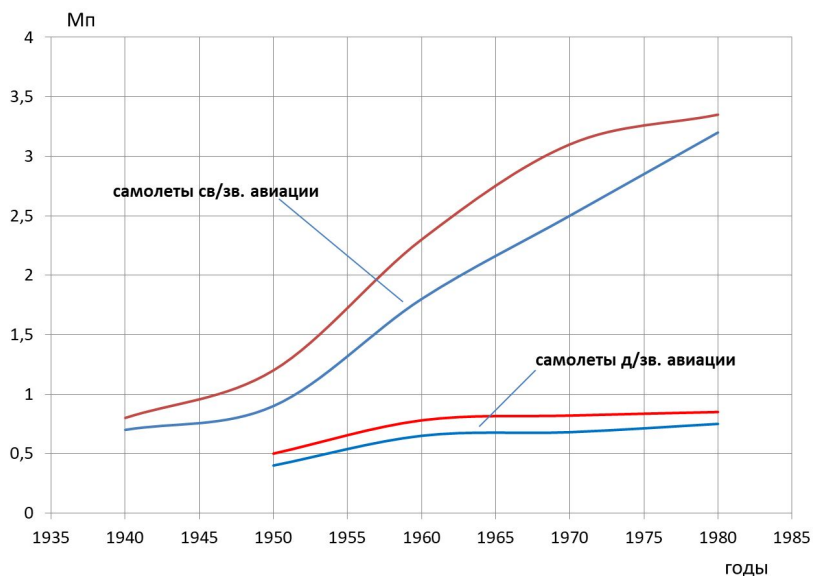
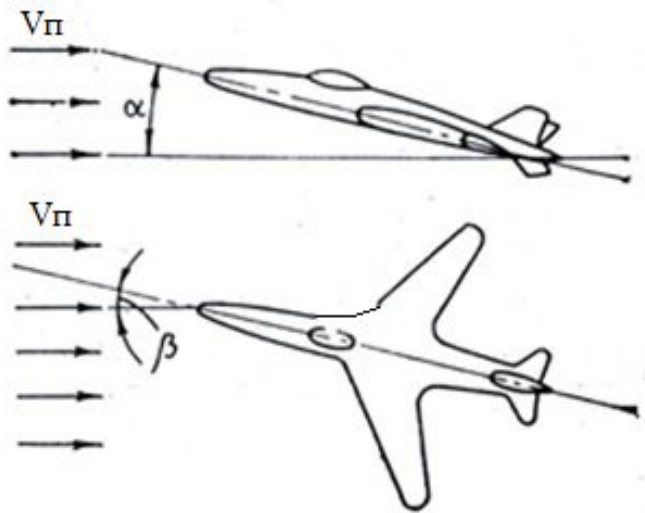


Рисунок 17. Зависимости изменения высоты Н и числа Мп дозвуковых и сверхзвуковых самолетов по годам

Н_{макс}=37650 м, самолет МИГ-25, 1977 г.

V_{макс}=3529 км/час, самолет SR-71, 1976 г.



Самолеты, оснащенные газотурбинными двигателями, имеют достаточно широкий диапазон высот и скоростей полета. Летательный аппарат в полете совершает различные движения: набор высоты, горизонтальный полет, разгон и торможение, планирование, виражи, пикирование и т. п. При этом изменяется ориентация летательного аппарата в воздушном потоке, которая с точки зрения силовой установки может быть определена углами атаки α и скольжения β .

Рисунок 18. Ориентация летательного аппаратов в воздушном потоке.

α -угол атаки,
 β -угол скольжения

Число Рейнольдса

Как известно, течение газа может быть либо ламинарным (слоистым), когда газ движется в виде несмешивающихся слоев, либо турбулентным, когда происходит беспорядочное перемешивание частиц во всем занятом ими объеме. Ламинарное течение может быть как установившимся, так и неустановившимся. Турбулентное течение всегда является неустановившимся. Переход от одного типа движения к другому зависит от формы и шероховатости обтекаемого тела, а также от числа Рейнольдса, представляющего собой произведение плотности газа на скорость течения и на характерный размер тела, деленное на динамическую вязкость газа $Re = \rho \cdot V \cdot L / \mu$, где:

μ - коэффициент динамической вязкости, кг · сек/м²

Величина числа Re характеризует влияние вязкости газа на характер его движения (при уменьшении числа Re в ламинарном потоке увеличиваются потери на трение).

Кинематическая вязкость определяют как $\nu = \mu / \rho$, м²/сек

Скорость полета

При изучении движения летательного аппарата в атмосфере, например, при полете на постоянной высоте, можно представить себе, что летательный аппарат неподвижен, а воздух набегает на него со скоростью в невозмущенном потоке, равной скорости полета. При таком обычно применяемом на практике подходе оперируют параметрами торможения потока воздуха:

$$T_H^* = \frac{T_H}{\tau(\lambda_{\Pi})}, \tau(\lambda_{\Pi}) = \left(1 - \frac{\kappa - 1}{\kappa + 1} \lambda_{\Pi}^2\right)$$

$$P_H^* = \frac{P_H}{\pi(\lambda_{\Pi})}, \pi(\lambda_{\Pi}) = \left(1 - \frac{\kappa - 1}{\kappa + 1} \lambda_{\Pi}^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}}$$

$$\rho_H^* = \frac{\rho_H}{\varepsilon(\lambda_{\Pi})}, \varepsilon(\lambda_{\Pi}) = \left(1 - \frac{\kappa - 1}{\kappa + 1} \lambda_{\Pi}^2\right)^{\frac{1}{\kappa - 1}}$$

$$\lambda_{\Pi} = \frac{V_{\Pi}}{\sqrt{\frac{2k}{k+1} RT_H^*}}$$

- коэффициент скорости полета

$$M = \frac{\lambda \sqrt{\frac{2}{k+1}}}{\sqrt{1 + \frac{k-1}{k+1} \lambda^2}}$$

- связь между величиной коэффициента скорости и числом Маха М

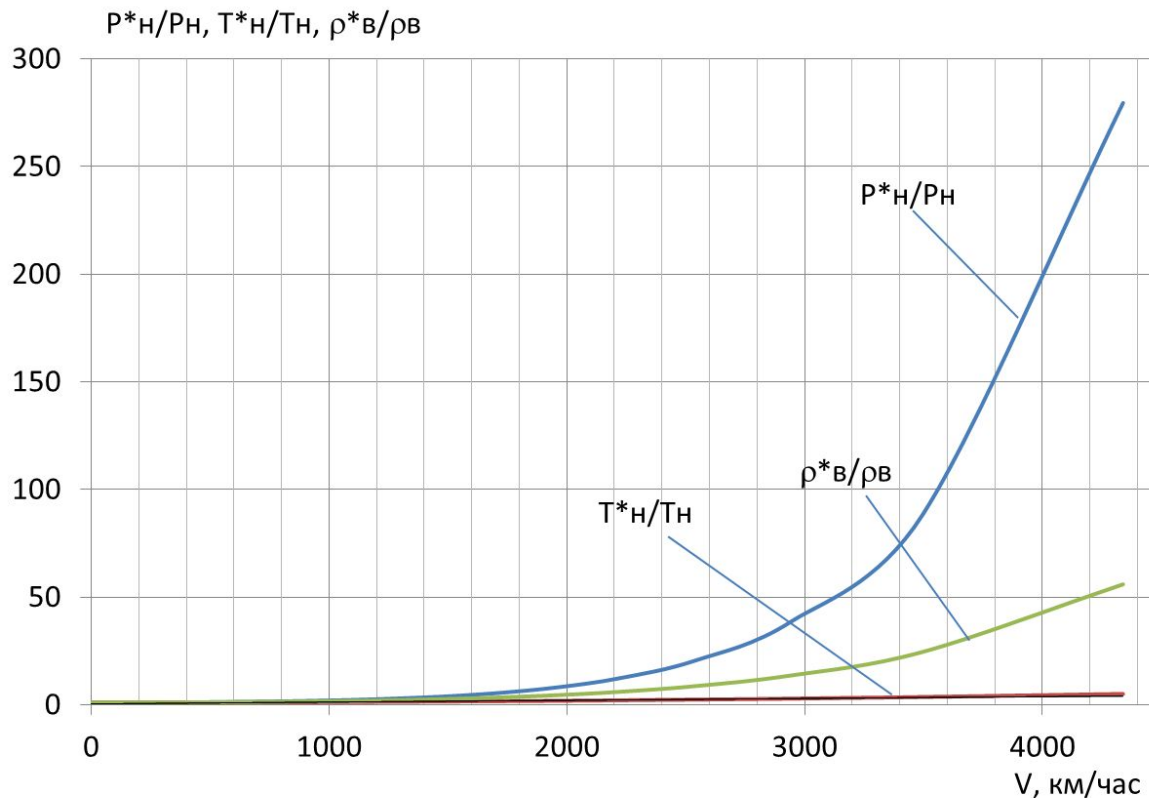


Рисунок 19. Относительное изменение температуры, давления и плотности потока воздуха от скорости полета V_{Π}

При $V_{\Pi}=4000$ км/час и $H=11$ км ($M_{\Pi}=3,765$) величина $T^*_{н}=830,86$ К. Показатель адиабаты изменяется от $K=1,4$ ($T<300$ К) до $K=1,35$ ($830,86$ К), а разница между $T^*_{вх}$ идеального газа ($K=1,4$) и реального составит $(830-754)/830*100=9\%$

Турбулентность атмосферы

Скорость воздуха в данной точке пространства непрерывно изменяется с течением времени. Это изменение в общем случае не периодическое и, вообще, не подчиняется каким-либо определенным закономерностям, т. е. движение воздуха обладает свойствами присущими турбулентному движению.

Наличие пульсаций скорости W существенно усложняет исследование турбулентного движения. На практике вместо фактических скоростей, давлений и т. п. рассматривают соответствующие осредненные по времени значения:

$$\text{где: } \bar{W}_i = \frac{1}{T} \int_t^{t+T} W_i dt$$

$i=x, y, z$ - координаты пространства и

$$\bar{P} = \frac{1}{T} \int_t^{t+T} P dt$$

Таким образом, изучение неустановившегося движения сводится к изучению установившегося движения.

Пользуясь понятиями осредненной скорости и давления, можно представить соответствующие фактические величины в виде:

$$P = \bar{P} + P' \quad W_i = \bar{W}_i + W_i'$$

где: W_i' и P' - пульсационные скорости и давления, значения которых, осредненные по времени, равны нулю:

$$\frac{1}{T} \int_t^{t+T} W_i' dt = 0 \quad \frac{1}{T} \int_t^{t+T} P' dt = 0$$

Практика показывает, что турбулентность атмосферы в ряде случаев может существенно повлиять на характеристики летательного аппарата и его силовой установки.

Так как движение частиц газа в турбулентном потоке неупорядочено, хаотично, то для его изучения применяют методы статистической математики.

Диапазон изменения внешних эксплуатационных факторов

Внешними эксплуатационными факторами для ГТД являются параметры, характеризующие такие свойства воздушного потока перед входом в силовую установку, а также в плоскости среза реактивного сопла вне рабочей струи газов, которые могут повлиять на рабочие процессы в элементах и двигателе в целом.

Механические и тепловые свойства воздуха, подчиняющегося уравнению состояния, характеризуются газовой постоянной R , показателем адиабаты K (отношением удельных теплоемкостей), а также коэффициентами кинематической вязкости ν и теплопроводности λ . Начальное состояние воздуха определяется давлением P_n , температурой T_n и относительной влажностью ϕ в невозмущенном, набегающем потоке, а также дополнительно параметрами, характеризующими турбулентное состояние атмосферы. Поступательное движение воздуха относительно летательного аппарата характеризуется скоростью полета V_n и углами атаки α и скольжения β . Состояние воздуха перед двигателем характеризуется также пространственным и временным распределением основных параметров воздушного потока. Это в равной мере относится к параметрам воздушного потока в плоскости среза реактивного сопла (мотогондолы).

Для воздуха с переменной влажностью

$$R_M = \frac{R_B + d_H \cdot R_{H_2O}}{1 + d_H} = f(d_H) - \frac{\partial R}{\partial d_H} \quad \text{-газовая постоянная рабочего тела (воздуха)}$$

$$C_{H,CMH} = \frac{C_{P,B} + d_H \cdot C_{P,H_2O}}{1 + d_H} = f(d_H) - \frac{\partial C_p}{\partial d_H} \quad \text{- изобарная теплоемкость воздуха}$$

$$\nu = f(d_H, T_n, M_n) e^{-2} \quad \text{-кинематическая вязкость воздуха}$$

$$\lambda_{ТЕПЛ} = f(T_n, d_H) - \frac{\partial \lambda}{\partial T_n} \quad \text{-теплопроводность воздуха}$$

Отсюда следует, что температура (1), давление (2) и влагосодержание (d) воздуха полностью определяют механические и тепловые свойства воздуха.

Скорость полета и температура воздуха, турбулентность атмосферы и ориентация летательного аппарата в набегающем потоке определяют потери полного давления в воздухозаборнике ($\sigma_{вх}$), а также степень неравномерности и пульсаций потока на входе в двигатель и в плоскости среза реактивного сопла вне рабочей струи. Отношение давлений ($P^*_{н} \cdot \sigma_{вх} / P_n = P^*_{вх} / P_n$) для заданного режима работы ГТД определяет величину располагаемой степени расширения газов в реактивном сопле.

Таким образом, внешними эксплуатационными факторами для ГТД являются:

$$T^*_{вх} = T^*_н,$$

$$P^*_{вх} = P^*_н \cdot \sigma_{вх},$$

$$P^*_{вх}/P_н,$$

$d_n,$

а также скорость потока $V_n,$

угол атаки α и скольжения $\beta,$

а также степень турбулентности атмосферы.

Диапазон изменения давления и температуры заторможенного потока воздуха на входе $P^*_{вх}$ в силовую установку представлен на рисунке 20. Относительно стандартного атмосферного давления на уровне моря заторможенное давление изменяется до 20 раз в сторону понижения и до 2,5 раз в сторону повышения.

Заторможенная температура воздуха $T^*_{вх}$ с учетом инверсии от стандартной атмосферы может в 1,5 раза отличаться от стандартной температуры на уровне моря в сторону понижения и до 2,5 раз в сторону повышения.

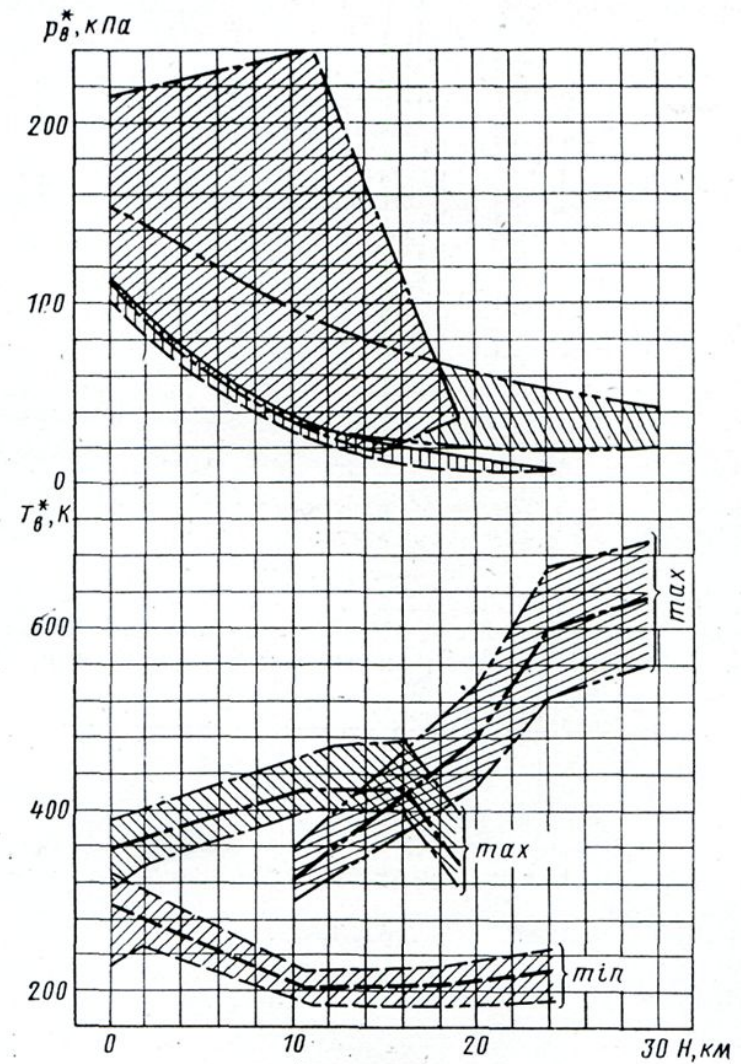


Рисунок 20. Диапазон изменения давления и температуры заторможенного потока на входе в СУ
 - - - - - $M_{п} < 1$, - . - . - $M_{п} < 2$, - - - - - $M_{п} < 3$
 диапазон отклонения температуры

Атмосферные условия

Состояние атмосферы характеризуется пространственно-временной изменчивостью. На состояние атмосферы, кроме высоты, оказывают влияние времена года, время суток, широта места на поверхности Земли, различные метеорологические явления. В зависимости от географического места на земной поверхности и времени года температура воздуха может колебаться от -60 до $+60^{\circ}\text{C}$, колебания давления воздуха: от 92 до 104 кПа.

В атмосфере всегда содержится влага, главным образом в виде водяного пара, количество которого изменяется в зависимости от климатического района, времени года, атмосферных явлений, высоты и других факторов. При выпадении осадков или при наличии тумана, облачности в воздухе, помимо паров воды, содержатся взвешенные частички влаги, которые при благоприятных условиях по мере продвижения вместе с воздухом по тракту двигателя испаряются, повышая общее паросодержание рабочего тела.

Наличие капельной влаги в воздухе характеризуется водностью, т. е. весовым количеством воды в 1 м^3 воздуха. Водность часто идущих дождей находится в пределах $0,5-2,0 \text{ г/м}^3$. Дожди, водность которых 10 г/м^3 и выше, наблюдаются на земном шаре крайне редко. Другие атмосферные явления (морось, туман и т. п.) характеризуются малым размером капель и меньшей, по сравнению с дождями, водностью.

Наибольшее содержание влаги в воздухе наблюдается в наземных условиях. С увеличением высоты влагосодержание воздуха убывает. Среднее распределение влажности в тропосфере обычно выражается формулой Ганна, которая для упругости водяного пара имеет вид:

$$P_{II} = P_{IO} \cdot 10^{-\frac{H}{\gamma}}$$

P_{IO} - парциальное давление водяного пара у земной поверхности, Па;

H - высота, км; $\gamma = 6,3$ - экспериментальный коэффициент для горной местности и $5,0$ - для равнины.

Атмосферные явления	Диаметр капель, мм	Водность воздуха, г/м ³
Туман	0,002÷0,02	0,01÷1
Облака	0,004÷14	0,1÷1,5
Морось	0,05÷0,5	0,2÷2
Дождь	0,5÷3	0,5÷3
Ливневый дождь	1÷6	3÷10

Влажность воздуха характеризуется количеством водяных паров, содержащихся в воздухе и оценивается следующими величинами:

- d - влагосодержание, показывающее весовое содержание водяных паров, приходящееся на один килограмм сухого воздуха

$$d = \frac{G_{\text{п}}}{G_{\text{в}}} = 0,622 \frac{P_{\text{п}}}{B_0 - P_{\text{п}}} = 0,622 \frac{\varphi \cdot P_{\text{п.нас}}}{B_0 - \varphi P_{\text{п.нас}}}$$

- φ - относительная влажность, показывающая степень насыщения воздуха водяными парами

$$\varphi = \frac{P_{\text{п}}}{P_{\text{п.нас}}} \leq 1$$

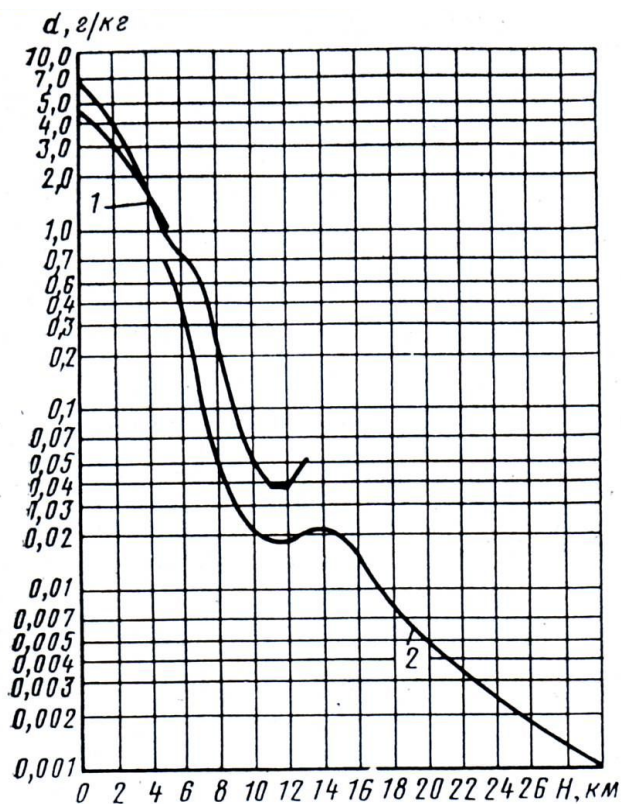


Рисунок 21. Изменение влагосодержания воздуха в зависимости от высоты
1- г. Москва, среднегодовое значение
2- Средние широты

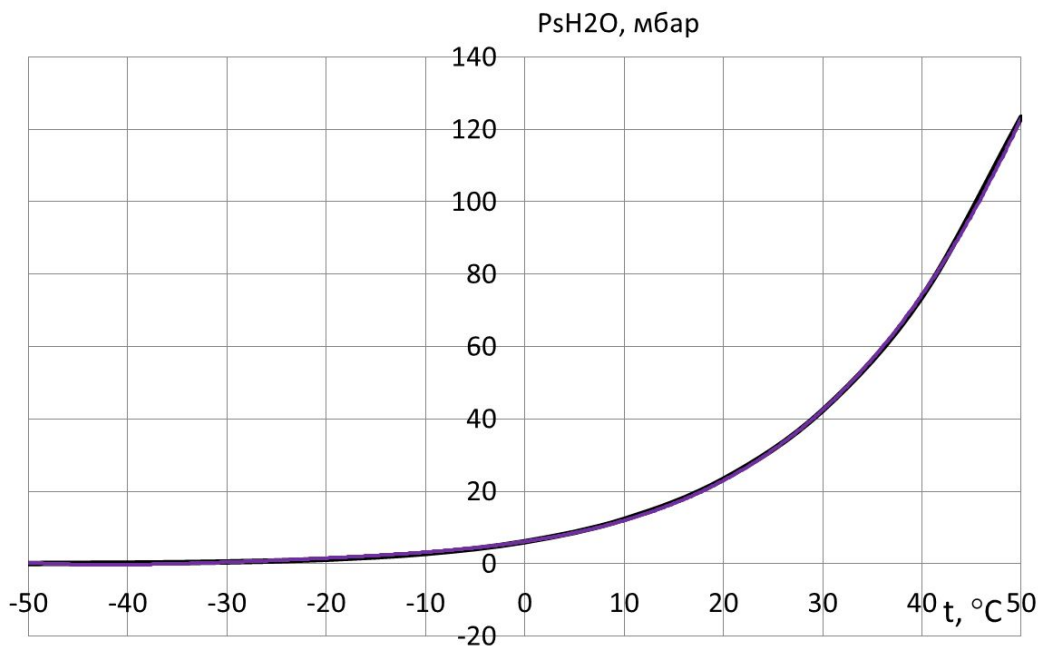
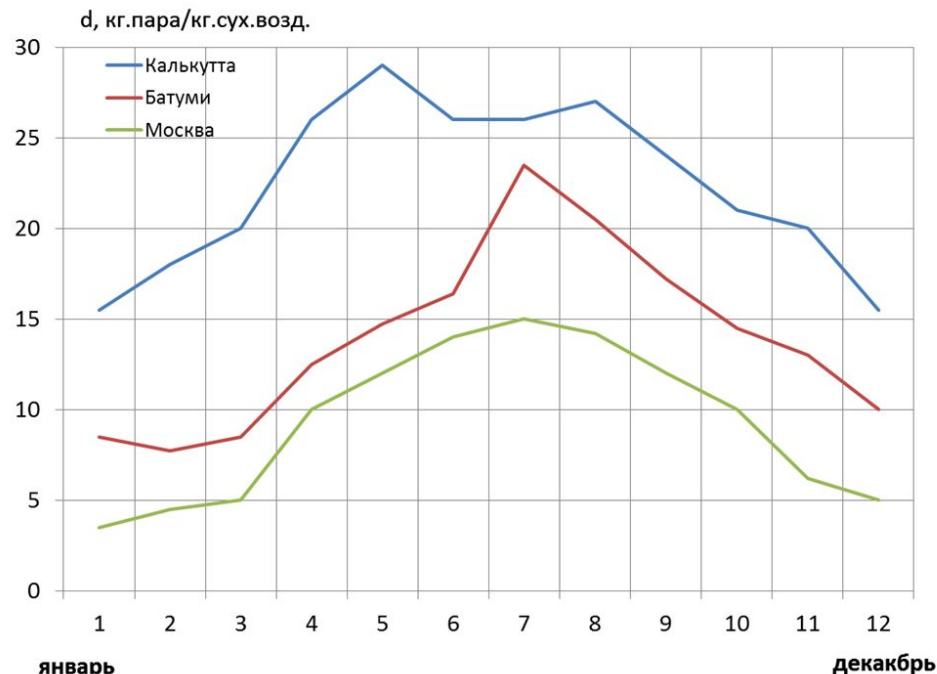


Рисунок 22. Зависимость парциального давления паров воды $P_{\text{сн2о}}$ над поверхностью воды от температуры

Параметры	Значения параметров для городов		
	Москва	Батуми	Калькутта
Температура, °С	-42÷ +35	-8÷+36	+6,7-+ 43,9
Влагосодержа-ние, $d \cdot 10^{-3}$, г/кг	0,00016÷ 0,0151	0,0009÷0,0236	0,0047÷ 0,0291



В качестве примера, характеризующего возможные диапазоны изменения влагосодержания атмосферного воздуха в различных местах земной поверхности, в табл. представлены данные по изменению влагосодержания воздуха в наземных условиях трех городов:

- Москвы (умеренный климат),
- Батуми (субтропики),
- Калькутты (тропики)

в разное время года

Рисунок 23. Распределение **максимального** влагосодержания воздуха в наземных условиях трех городов: Москвы, Батуми и Калькутты в разное время года.

Изменение физических свойств воздуха при изменении влагосодержания воздуха

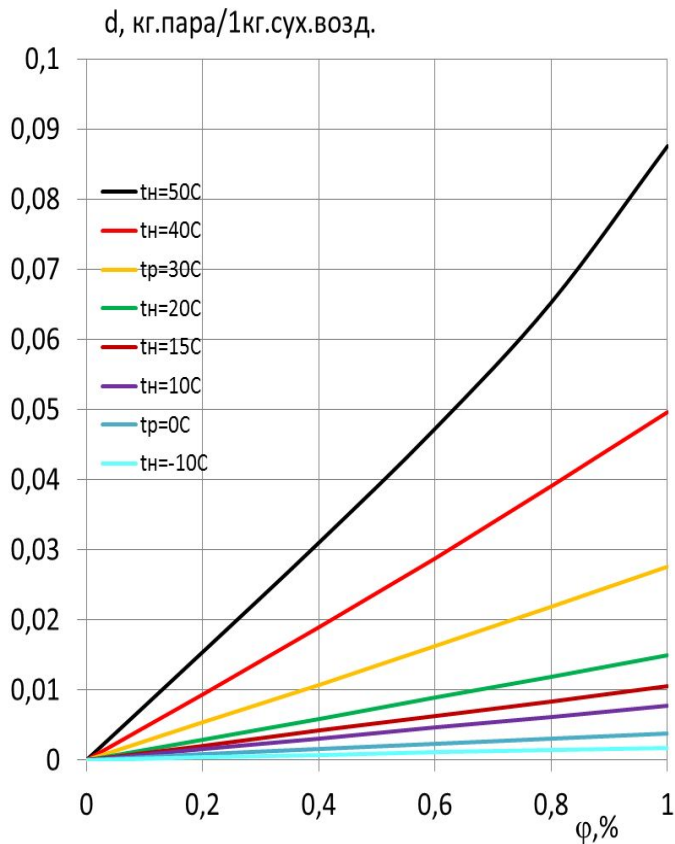


Рисунок 24. Зависимость влагосодержания атмосферного воздуха от относительной влажности воздуха для различных температур

1- $t_n=50^{\circ}\text{C}$, 2- $t_n=40^{\circ}\text{C}$, 3- $t_n=30^{\circ}\text{C}$, 4- $t_n=20^{\circ}\text{C}$,
5- $t_n=15^{\circ}\text{C}$, 6- $t_n=10^{\circ}\text{C}$, 7- $t_n=0^{\circ}\text{C}$, 8- $t_n=-10^{\circ}\text{C}$

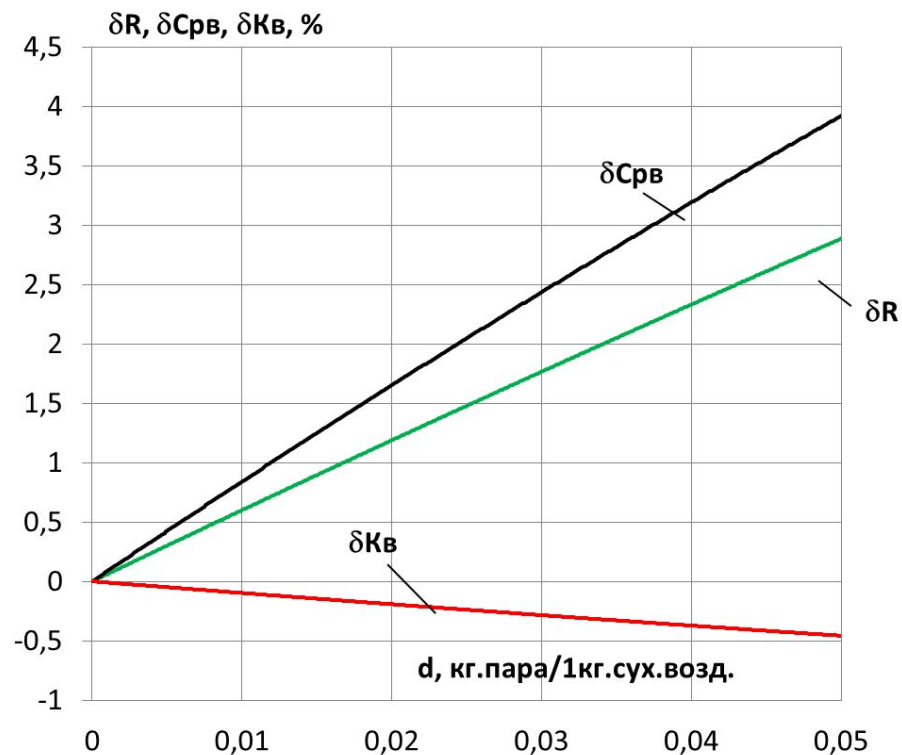


Рисунок 25. Зависимости относительного изменения величин теплоемкости, газовой постоянной рабочего тела и показателя адиабаты воздуха в зависимости от величины влагосодержания воздуха

Стандартная атмосфера

Отсутствие определенности в состоянии атмосферы у Земли и в изменении ее состояния с подъемом на высоту создает серьезные неудобства при расчетном и экспериментальном исследованиях характеристик двигателей и летательных аппаратов. Чтобы устранить эти неудобства, ГОСТом 4401-84 определена стандартная атмосфера (СА). Она устанавливает (в предположении, что воздух представляет собой идеальный газ) средние числовые значения основных параметров атмосферы в функции геометрической и геопотенциальных высот для широты $45^{\circ}32'33''$, соответствующей среднему уровню солнечной активности.

Состав атмосферы Земли представляет собой смесь газов, водяного пара и некоторого количества аэрозолей. При построении модели СА предполагается, что влажность воздуха равна нулю. Состав незасоренного сухого воздуха до высоты $h \approx 90$ км остается практически неизменным. Основными компонентами воздуха являются азот, кислород и аргон. Средний уровень моря принят в СА за нулевую высоту, для которой даны исходные параметры атмосферы.

Уравнение состояния идеального газа для высот h до 90 км имеет обычный вид: $P = \rho \cdot R_0 \cdot T$ ($R_0 = 287,05287$ Дж/кг · К). Средний уровень моря принят в СА за нулевую высоту- см. таблицу

Наименование	Числовое значение	Размерность
Ускорение свободного падения, g_0	9,80665	м/с ²
Давление, P_0	101325,0	Па
Температура, T_0	288,15	К
Плотность, ρ_0	1,225	кг/м ³
Удельная газовая постоянная, R_0	287,05287	Дж/(кг · К)
Влагосодержание, d	0	кг. пара/1кг.сух. возд.

При определении распределения давления в атмосфере в расчетные формулы для удобства вводят потенциал силы тяжести или геопотенциал (Φ), характеризующий потенциальную энергию частицы, расположенной в данной точке. Поверхность, имеющая во всех точках одинаковый потенциал Φ, называется геопотенциальной.

Разделив геопотенциал Φ на стандартное ускорение свободного падения g₀, принятое равным 9,80665 м/с², получим величину Н с размерностью длины, которая называется геопотенциальной высотой:

$$H = \frac{\Phi}{g_0} = \frac{1}{g_0} \int_0^h g(h) dh \text{ м}$$

При построении модели СА пренебрегают центробежным ускорением. Поэтому $g = g_0 \left(\frac{r}{r+h} \right)^2$.
Связь между геометрической (h) и геопотенциальной (H) высотами может быть выражена как:

$$H = \frac{r \times h}{r+h} = \frac{6356766 \times h}{6356766+h}, \text{ м (r=6356766 м-условный радиус Земли)}$$

По характеру изменения температур-ы с высотой атмосферу Земли принято делить на несколько слоев: тропосферу, стратосферу и мезосферу. Для расчета параметров стандартной атмосферы температура каждого слоя аппроксимируется линейной функцией геопотенциальной высоты:

где T* и H* = T* / Δ (H_г - H_н) температура и геопотенциальная высота нижней границы слоя; Δ = dT/dH - градиент температуры.

Геопотенциальная высота H, м	Температура T, К	Градиент температуры Δ, К/м
-2000	301,15	-0,0065
0	288,15	-0,0065
11000	216,65	0
20000	216,65	0,0
32000	228,65	+0,001
47000	270,65	+0,0028
51000	270,65	0,00



При линейном изменении температуры по геопотенциальной высоте соотношение для определения давления:

$$P=P_0 \left[1 + \frac{\Delta}{T_*} (H - H_*) \right]^{-\frac{g_0}{\Delta R}} \quad \text{для } \neq$$

При изотермическом изменении температуры по геопотенциальной высоте соотношение для определения давления:

$$P=P_* \exp \left[1 + \frac{g_0}{R \times} (H - H_*) \right] \quad \text{для}$$

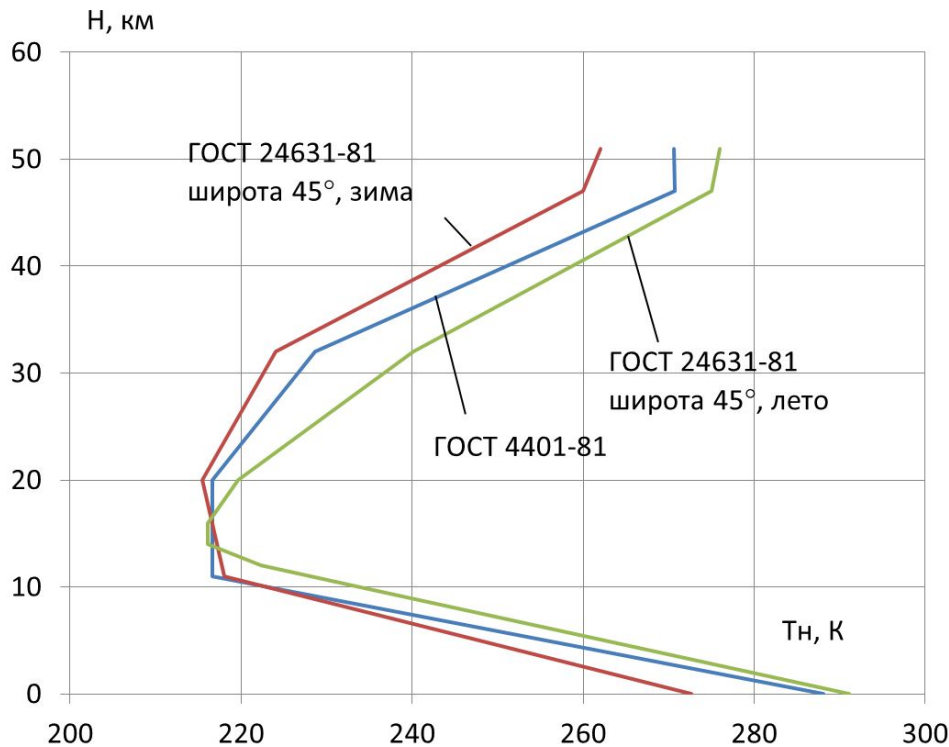


Рисунок 26. Зависимость изменения температуры воздуха от геометрической высоты:
 - по СА согласно ГОСТ 4401-84;
 - экстремальные температуры (летние и зимние) по ГОСТ 24631-81.

Эксплуатационные факторы, обусловленные особенностями работы силовой установки на самолете

Рассмотренные выше эксплуатационные факторы являются внешними по отношению к силовой установке, так как определяют граничные условия в свободном потоке на входе и выходе из силовой установки.

Опишем эксплуатационные факторы, действие которых обусловлено взаимодействием элементов силовой установки друг с другом и с самолетными системами.

Отбор мощности

Мощность, развиваемая в полете турбиной двигателя, помимо привода компрессора расходуется на привод самолетных и двигательных агрегатов, а также преодоление мощности трения в подшипниках, шестеренчатых передачах и трения дисков о воздух.

Потери мощности на трение обычно учитываются в термодинамических расчетах механическим КПД $\eta_M = N_{TP} / N_T$, который равен примерно 0,99...0,995. При изменении режима двигателя этот коэффициент сохраняется примерно постоянным – см. рис..

Двигательные агрегаты, потребляющие мощность, включают в себя: подкачивающий насос топливной системы $N_{ПОДК}$, насос-регулятор основного топлива $N_{НР.ОСН}$, насос-регулятор форсажного топлива $N_{НР.ФОРС}$, маслонасосы, приводной центробежный суфлер; гидро- или пневмонасосы системы управления $N_{ВСП}$ и т. п.

Мощностью привода маслонасосов можно пренебречь, а суммарная относительная мощность привода подкачивающего насоса, насоса-регулятора основного топлива и вспомогательного насоса системы управления составляет примерно 0,5% и практически мало изменяется по частоте вращения двигателя. Мощность (относительная) привода форсажного насоса регулятора может приблизительно составлять до 0,7% и обычно отбирается в диапазоне частот вращения $n = 0,8...1$ (при стандартных атмосферных условиях).

Самолетные агрегаты включают генератор постоянного тока; генератор переменного тока; гидро- или пневмонасосы системы управления и т. п.

Самолетные агрегаты включают:

- генератор постоянного тока;
- генератор переменного тока;
- гидро- или пневмонасосы системы управления механизацией самолета и т. п.

Обычно относительная величина мощности, идущей на привод самолетных агрегатов, не превышает 0,5% от мощности турбины при $\eta_n=1$. Для самолетов, имеющих мощные потребители электроэнергии, эта величина может быть существенно выше и доходит до 5...10%.

Большинство самолетных агрегатов может потреблять мощность постоянно вне зависимости от режима двигателя (в пределах от $\eta_{n, \text{МГ}}$ до $n=1$). Поэтому относительная величина мощности самолетных агрегатов с уменьшением режима работы двигателя возрастает и может достигать 5% на режиме малого газа (при уровне 0,5% на $n=1$).

С увеличением высоты полета относительная величина мощности самолетных агрегатов возрастает обратнопропорционально полному давлению $P^*_{\text{вх}}$.

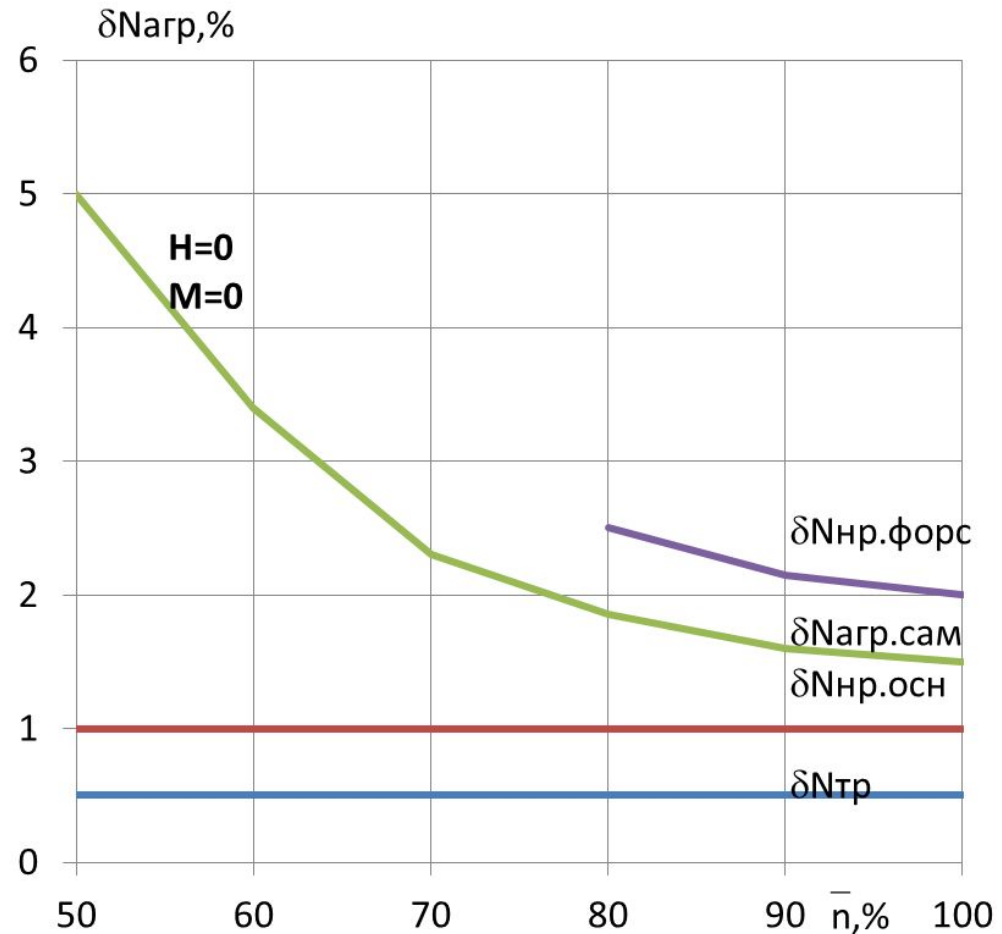


Рисунок 27. Суммарный относительный отбор мощности на привод двигательных и самолетных агрегатов

На практике механический отбор мощности проводится от ротора высокого давления ТРДД. В этом случае основные характеристики ТРДД изменятся следующим образом:

Мощность отбора $N_{отб} \uparrow$ при сохранении $n_{вд} = \text{const} \rightarrow T^*_{г} \uparrow \rightarrow$ перемещение рабочей точки на характеристике КВД к границе неустойчивых режимов $\rightarrow \Delta K_{у.квд} \downarrow \rightarrow T^*_{твд} \uparrow \rightarrow n_{нд} \uparrow \rightarrow$ скольжение роторов ($n_{вд}/n_{нд}$) $\downarrow \rightarrow$ перемещение рабочей точки на характеристике КНД к границе неустойчивых режимов \rightarrow запас ГДУ КНД $\Delta K_{у.кнд} \downarrow \rightarrow$ расход топлива $G_t \uparrow$.

Отбор воздуха

Отбор воздуха от компрессора осуществляется для различных: систем двигателя:

- охлаждения турбины и других элементов;
- наддува маслополостей;
- предотвращения обледенения входных устройств компрессора;
- подогрева топлива для защиты фильтров и топливной системы от выпадения кристаллов льда при низких температурах и т. п.;

и для самолета:

- наддува кабины и отсеков; кондиционирования воздуха;
- предотвращения обледенения элементов планера и обогрева отсеков;
- управления пограничным слоем крыла и т. п.

Среди двигательных систем наибольшим потребителем воздуха является система охлаждения турбины. Для высокотемпературных двигателей на максимальных рабочих режимах процент охлаждающего воздуха может составлять 6...10% от расхода газа через турбину.

Относительный расход воздуха, используемого для наддува и кондиционирования кабины, отсеков самолета и антиобледенительной системе самолета, обычно не превышает 1...2% на рабочих режимах двигателя. Процент воздуха, потребного для системы управления пограничным слоем крыла, может достигать 10% и более.

1. При отборе воздуха от за вентилятором ТРДД с отдельными контурами увеличивается пропускная способность внешнего контура, что эквивалентно увеличению площади сопла внешнего контура F_{c2} , увеличивается соответственно степень двухконтурности ТРДД. Поэтому линия рабочих режимов на характеристике вентилятора смещается вниз в сторону увеличения запасов устойчивой работы вентилятора $\Delta K_{y.}$, происходит уменьшение давлений в канале внешнего контура. Отбираемый воздух не создает тяги, которая уменьшается, а удельный расход топлива соответственно увеличивается.

На положение ЛРР на характеристике КВД отбор воздуха из внешнего контура влияния не оказывает.

2. При отборе воздуха от КВД:

$G_{отб} \uparrow \rightarrow n_{ВД} = \text{const} \rightarrow G_{Г} \downarrow \rightarrow N_{ТВД} \downarrow < N_{КВД} \rightarrow$ регулятор поддержания оборотов ротора ВД $\rightarrow G_{Т} \uparrow$ для поддержания $n_{ВД} = \text{const} \rightarrow$ линия рабочих режимов на характеристике КВД $\downarrow \rightarrow \Delta K_{y_{КВД}} \uparrow \rightarrow N_{ТНД} < N_{К.НД} \rightarrow n_{НД} \downarrow \rightarrow (n_{ВД}/n_{НД}) \uparrow \rightarrow$ линия рабочих режимов на характеристике КНД $\downarrow \rightarrow \Delta K_{y_{НД}} \uparrow \rightarrow$ тяга $R \downarrow \rightarrow C_R \uparrow$

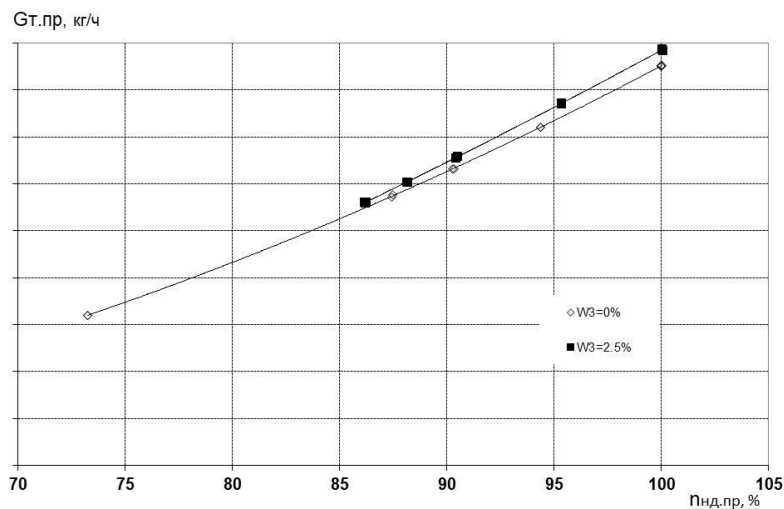


Рисунок 28. Зависимость приведенной величины часового расхода топлива при отборе воздуха от КВД $W3=0$ и $2,5\%$

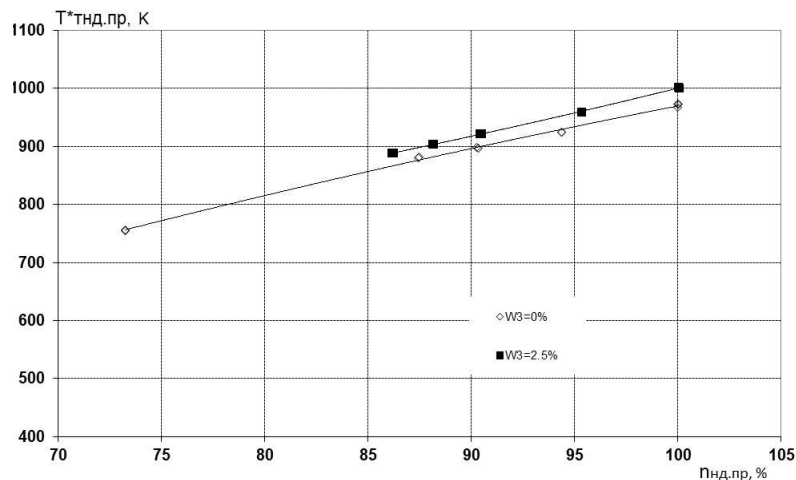


Рисунок 29. Зависимость приведенной величины температуры газа за турбиной НД при отборе воздуха от КВД $W3=0$ и $2,5\%$

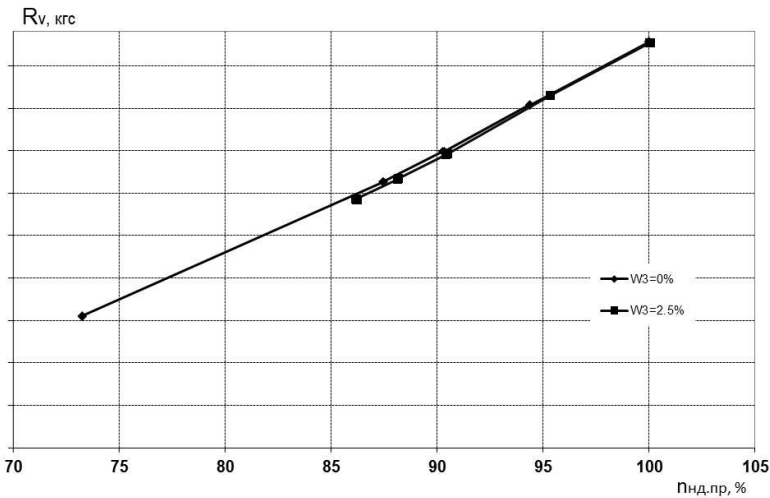


Рисунок 30. Зависимость внутренней полетной тяги от приведенных оборотов ротора КНД при отборе воздуха от КВД W3=0 и 2,5%

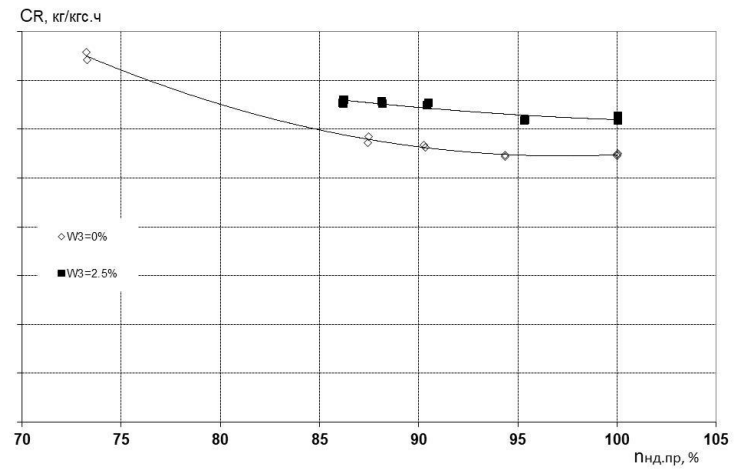


Рисунок 31. Изменение удельного часового расхода от приведенных оборотов ротора КНД при отборе воздуха от КВД W3= 0 и 2,5%

На режиме постоянной приведенной величины частоты вращения ротора пнд.пр=95% КНД при увеличении отбора относительной величины отбора воздуха из-за КВД от \square W3=0 до 2,5% в условиях H=8 км, M=0,85 отмечено:

- увеличение удельного часового расхода топлива на $\delta C_R = +4,5\%$;
- увеличение часового расхода топлива на $\delta G_{т.пр} \approx +4,5\%$;
- практическое отсутствие влияния отбора воздуха из-за КВД на величину внутренней полетной тяги R_v двигателя ;
- увеличение заторможенной температуры потока газа за турбиной низкого давления на $\delta T^*_{тнд} = +3,2\%$.

Резюме

1. Авиационные ГТД подвергаются испытаниям, которые проводят на специально оборудованных стендах. Испытательный стенд состоит из бокса, где размещается испытываемый двигатель, кабины управления, ряда вспомогательных помещений и является основной производственной единицей.
2. Двигатель в боксе устанавливается на испытательном станке, который позволяет измерить тягу двигателей прямой реакции, измерить тягу и крутящий момент для турбовинтовых двигателей, измерить крутящий момент для газотурбинных двигателей со свободной турбиной.
3. Глушение шума двигателей, работающих на стендах, осуществляется с помощью специальных всасывающих и выхлопных шахт на входе и выходе, а также путем при необходимости при превышении допустимой величины температуры газа подачи (впрыска) воды в выхлопные газы.
4. Питание двигателя топливом и измерение его расхода осуществляют с помощью топливной стендовой системы, которая несколькими трубопроводами соединяется с топливохранилищем, обычно размещаемым вне испытательной станции таким образом, чтобы обеспечивать самослив в топливохранилище неизрасходованного топлива.
5. Испытательные станции оснащаются автономной системой для обеспечения специальных испытаний с подачей подогретого или охлажденного масла в двигатель, а также для консервации маслом топливной системы двигателя.
6. При испытании двигателя с установленными на нем самолетными гидроагрегатами на испытательных станциях используется гидравлическая система на основе гидросмеси типа АМГ-10, которая, в том числе, обеспечивает загрузку этих агрегатов.
7. Питание силовых агрегатов стендов, приборно-измерительного оборудования, запуска двигателя или его турбостартера от электростартеров обеспечивает электрическая стендовая система, которая может также использоваться для загрузки электрогенераторов постоянного и переменного тока, установленных и приводимых двигателем.
8. Для обеспечения безопасности испытаний ГТД на испытательных стендах устанавливаются специальные автоматические системы пожаротушения в боксе или в ТБК.

9. Измерение массового расхода через испытываемый ГТД производится с помощью стендовой измерительной системы на основе применения преобразователей объемного расхода типа турбинного преобразователя расхода (ТПР), штишпробера и плотномера топлива, а также на основе использования весовой головки или датчика Кориолисова расхода.

10. Для измерения массового расхода топлива широкое применение на испытательных стендах получили входные лемнискатные насадки с расходомерным коллектором на основе измерения «площадь-скорость».

11. Для обеспечения исследований, доводки и официальных испытаний на высотных стендах с термобарокамерой проводятся испытания ГТД и экспериментальных газогенераторов с имитацией внешних эксплуатационных факторов как по схеме с присоединенным трубопроводом на входе, так и по схеме с перегородкой.

12. Для отработки совместимости самолетного воздухозаборника и маршевого ГТД испытания силовой установки проводят в ТБК высотного стенда с обдувом передней кромки дозвуковым или сверхзвуковым потоком воздуха из стендового аэродинамического сопла.

13. Летные испытания проводят для отработки летно-тактических характеристик ГТД сначала на летающей лаборатории, а затем на самолете, для которого предназначен двигатель. Этапы летных испытаний охватывают периоды от периода параллельных стендовых испытаний, периода первого вылета опытного самолета, государственных летных испытаний, а также летные испытания новых модификаций двигателя.

14. Для проведения летных испытаний опытный двигатель подвешивается на специальной подвеске под фюзеляжем самолета—летающей лаборатории либо под крылом в одной из мотогондол.

15. Условия эксплуатации ГТД характеризуются внешними эксплуатационными факторами, определяемыми условиями полета (атмосферные условия, стандартная атмосфера, число Рейнольдса, скорость полета, диапазон изменения внешних эксплуатационных факторов).

16. Эксплуатационные факторы, связанные с особенностями работы силовой установки, связаны прежде всего с отбором мощности от ГТД, с отбором воздуха от ГТД и пр.

Вопросы к слушателям

1. Классификация основных видов испытаний ГТД.
2. Внешние и дополнительные эксплуатационные факторы, воздействующие на авиационные ГТД при их эксплуатации.
3. Основные типовые схемы закрытых боксов испытательных наземных стендов.
4. Основные схемы испытаний автономного двигателя без воздухозаборника и в составе СУ на высотных стендах.
5. Испытания ГТД на открытых наземных стендах.
6. Испытания ГТД на летающей лаборатории.
7. Стендовая система для измерения массового расхода воздуха через ГТД.
8. Стендовая система измерения массового расхода топлива на основе применения турбинных преобразователей объемного расхода
9. Топливная система испытательного стенда.
0. Система пожаротушения испытательного стенда.
1. Эксплуатационные факторы, определяемые условиями полета.
2. Эксплуатационные факторы, обусловленные особенностями работы силовой установки на самолете (отбор мощности, отбор воздуха).
3. Изменение физических свойств воздуха при изменении влагосодержания воздуха.
4. Методы испытаний ГТД и СУ.
5. Стандартная атмосфера. Турбулентность атмосферы.

Список литературы

1. Солохин Э.Л. Испытания авиационных воздушно-реактивных двигателей. М., Машиностроение, 1975.
2. Литвинов Ю.А., Боровик В.О. Характеристики и эксплуатационные свойства авиационных турбореактивных двигателей. М., Машиностроение, 1979.
3. Шишков А.А., Силин Б.М. Высотные испытания реактивных двигателей. М, «Машиностроение», 1985.
4. Скибин В.А. Современные методы. Оборудование для испытаний воздушно-реактивных двигателей. М., МАТИ, 2000.
5. Горбунов Г.М., Солохин Э.Л. Испытания авиационных воздушно-реактивных двигателей. М., Машиностроение, 1967.
6. Григорьев В.А., Кузнецов С.П., Гишваров А.С., Белоусов А.Н. и др. Испытания авиационных двигателей. М. «Машиностроение», 2009.
7. Казанджан П.К., Тихонов Н.Д., Янко А.К. Теория авиационных двигателей., М., «Машиностроение», 1983.
8. Летные испытания газотурбинных двигателей самолетов и вертолетов. Под ред. Долголенко Г.П., М., Машиностроение, 1983.
9. Иноземцев А.А., Сандрацкий В.Л. Газотурбинные двигатели, ОАО «Авиадвигатель», Пермь, 2006.
10. Отраслевой стандарт ОСТ 101021-93. Стенды для испытаний авиационных газотурбинных двигателей. Общие требования.
11. Отраслевой стандарт ОСТ 102626-87. Паспорт на испытательный авиационных газотурбинных двигателей. Построение, изложение, оформление и содержание.
12. Отраслевой стандарт ОСТ Общие требования к составлению, содержанию, оформлению и утверждению технического задания на испытательный стенд.

13. Павлов Ю.И., Шайн Ю.Я., Абрамов Б.И. Проектирование испытательных стендов для авиационных двигателей. М., Машиностроение, 1979.
14. Отраслевой стандарт ОСТ 102525-84. Испытания авиационных газотурбинных двигателей. Термины и определения.
15. Государственный стандарт 23851-79. Двигатели газотурбинные авиационные. Термины и определения.
16. Государственный стандарт ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. М. Издательство стандартов.
17. Отраслевой стандарт ОСТ 102555-85. Система измерения расхода воздуха с коллектором на входе в авиационный ГТД при стендовых испытаниях. Общие требования.
18. Отраслевой стандарт ОСТ 102593-86. Выбор и назначение средств измерения расхода топлива при стендовых испытаниях ГТД на установившихся режимах.



Центральный институт
авиационного
моторостроения имени П.
И. Баранова

Спасибо за внимание!

111116, Россия,
Москва,
ул. Авиамоторная, 2
www.ciam.ru

Тел.: +7 (499)
763 57 47
E-mail:
info@ciam.ru