



ЦИАМ

Центральный институт авиационного
моторостроения имени П.И. Баранова



Лекция №№ (2 лекции).

Автономные испытания компрессоров , камер сгорания и турбин авиационных ГТД

Клинский Борис Михайлович



Автономные испытания компрессоров , камер сгорания и турбин авиационных ГТД

(2 лекции)

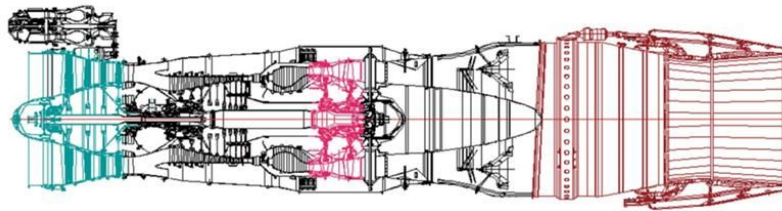
Автономные испытания компрессоров

В эксплуатации СУ требуется устойчивая работа с высоким КПД при отсутствии автоколебаний и резонансных напряжений в рабочих лопатках компрессора во всем диапазоне чисел Маха и высоты полета, а также в максимальном диапазоне изменения приведенных и физических частот вращения ротора компрессора. Компрессор СУ также является наиболее чувствительным к действующим на СУ входным стационарным и динамическим возмущениям.

Для обеспечения испытаний и исследований автономного компрессора (вентилятора) авиационного ГТД создается технологический (компрессор или вентилятор), испытания которого проводятся на специальном стенде (установке).

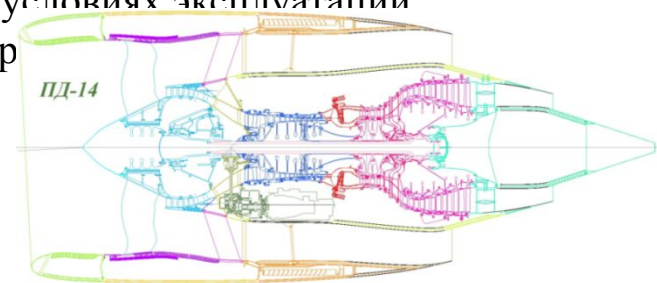
Основными задачами таких испытаний являются:

- Определение аэродинамических характеристик компрессора,
- Оптимизация управления механизации компрессора (ВНА, НА, перепуски),
- Определение запасов газодинамической устойчивости,
- Определение влияния неоднородности потока на входе на основные эксплуатационные характеристики компрессора,
- Оценка изменения радиальных зазоров в имитируемых условиях эксплуатации



КНД (4 ст.)+КВД(9 ст.) ТРДДф АЛ-31Ф
со степенью двухконтурности $m \approx 0,6$

онансных напр



Вентилятор (1 ст.)+ППС (3 ст.)+КВД (8 ст.)
ТРДД со степенью двухконтурности $m \approx 8,5$

При проведении испытаний автономного компрессора (ветилятора) необходимо обеспечивать следующие требования:

- Препарирование компрессора (ветилятора) должно позволять производить измерения средних величин полного давления и температуры заторможенного потока в сечениях перед и за компрессором, а также в промежуточных сечениях проточной части для определения характеристик. Это необходимо для определения характеристик групп ступеней (по степени повышения давления и КПД) и согласования режимов их работы,

- Приемники приборов для измерения параметров потока на различных радиусах в промежуточных сечениях проточной части желательно располагать на передней кромке лопаток направляющего аппарата,

- Компрессор должен быть препарирован приемниками давления в потоке за всеми лопаточными венцами для оценки характеристик ступеней и согласования их режимов работы,

- Величина радиальных и осевых зазоров в ступенях компрессора, предназначенного для испытаний, должны соответствовать средним значениям, ожидаемым при серийной технологии изготовления деталей и должны измеряться,

- Параметры потока в промежуточных сечениях и давления у корпуса за лопаточными венцами должны быть измерены не менее чем на 5...6 частотах вращения, охватывающих весь рабочий диапазон частот. На каждой частоте вращения эти измерения проводятся не менее чем в 4-5-ти точках, равномерно расположенных на характеристике от границы устойчивости до максимального расхода или минимальной степени повышения давления.

На основе полученной при испытаниях информации и по аттестованным методикам с использованием АИИС оцениваются уровень КПД, запасы устойчивости компрессора и другие аэродинамические характеристики и разрабатываются технические предложения по улучшению характеристик компрессора (ветилятора). В случае оптимальной доводки нерегулируемых компрессоров могут быть использованы технологические поворотные ВНА, НА и клапана перепуска органов механизации.

Методы экспериментального определения характеристик компрессора

Характеристики компрессора получают экспериментальным путем:

- На специальных установках,
- Непосредственно на авиационных двигателях при их испытаниях.

Стенды для определения характеристик компрессоров можно разделить на следующие основные типы:

- Открытые стенды с всасыванием воздуха непосредственно из атмосферы;
- Стенды с подачей на вход подогретого и захлажденного воздуха при различных давлениях;
- Стенды с замкнутым контуром.

Самыми простыми являются стенды для испытания компрессора с всасыванием воздуха из атмосферы, наиболее сложными являются стенды для испытания компрессора при различных температурах и давлениях на входе.

Привод компрессора производится с помощью электродвигателя, газовой (паровой) турбины.

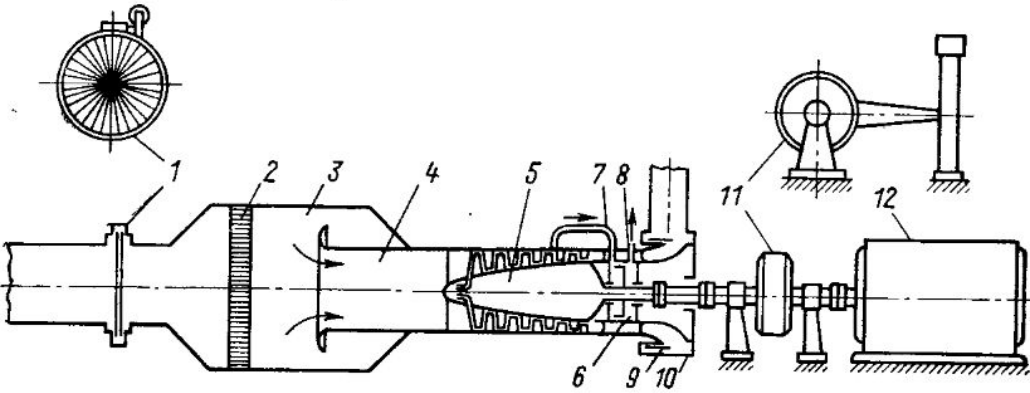
Измерение крутящего момента и частоты вращения ротора компрессора позволяет определить мощность, затраченную на вращение компрессора:

$$N_{вт} = \frac{M_{кр}}{9549},$$

где n - об /с, $M_{кр}$ - Н · м

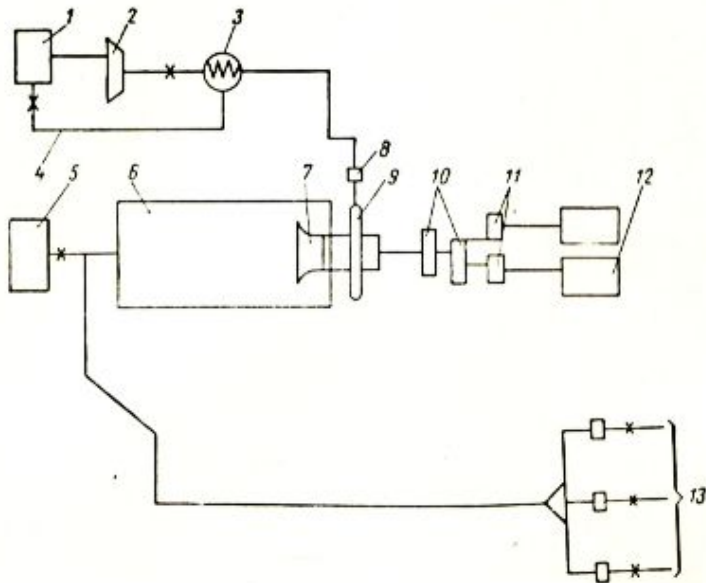
При испытаниях с засасыванием воздуха из атмосферы при $T^*_{вх} \approx 288K$ у компрессора высокого давления с КНД с $\pi^*_{кнд} = 3,7 \dots 4$ достижение оборотов приведенных оборотов ротора $n_{вд.пр} = 100\%$ будет соответствовать физическим оборотам ротора всего $n_{вд} \approx 85\%$. Это обстоятельство может повлиять на нарушение геометрического подобия конструкции компрессора, в первую очередь его радиальных зазоров, углов установки рабочих лопаток. Кроме того, при этих испытаниях могут характерные величины чисел Рейнольдса могут заметно отличаться от фактических значений, имеющих место в при эксплуатации компрессора или вентилятора в составе ГТД. Для устранения этих недостатков необходимы стенды, обладающие системой подачи подогретого и захлажденного воздуха при различных давлениях на вход в компрессор (вентилятор).

Схема стенда для испытания полноразмерного компрессора в наземных условиях с забором воздуха из атмосферы



- 1- входной дроссель
- 2- выравнивающая решетка
- 3- успокоительная камера
- 4-лемнискатный насадок
- 5- испытываемый компрессор
- 6- разгрузочное устройство
- 7- канал подвода воздуха высокого давления
- 8-трубка суфлирования разгрузочного устройства
- 9-выходной кольцевой дроссель
- 10-газосборник
- 11-балансирный мультипликатор
- 12-электродвигатель

Схема стенда для испытания компрессора при различных температурах и давлениях на входе



1. Выхлопная шахта
2. Эксгаустер
3. Холодильник
4. Магистраль при испытании без эксгаустера
5. Всасывающая шахта
6. Термобарокамера
7. Испытываемый компрессор
8. Дроссельная заслонка
9. Сборник
10. Мультипликатор
11. Гидромурфты
12. Электродвигатели
13. Система подачи воздуха с различным давлением и температурой

Для изменения положения рабочей точки на характеристике испытываемого компрессора при $n_{пр} = \text{const}$ используются специальные дроссельные заслонки (см. рисунки).

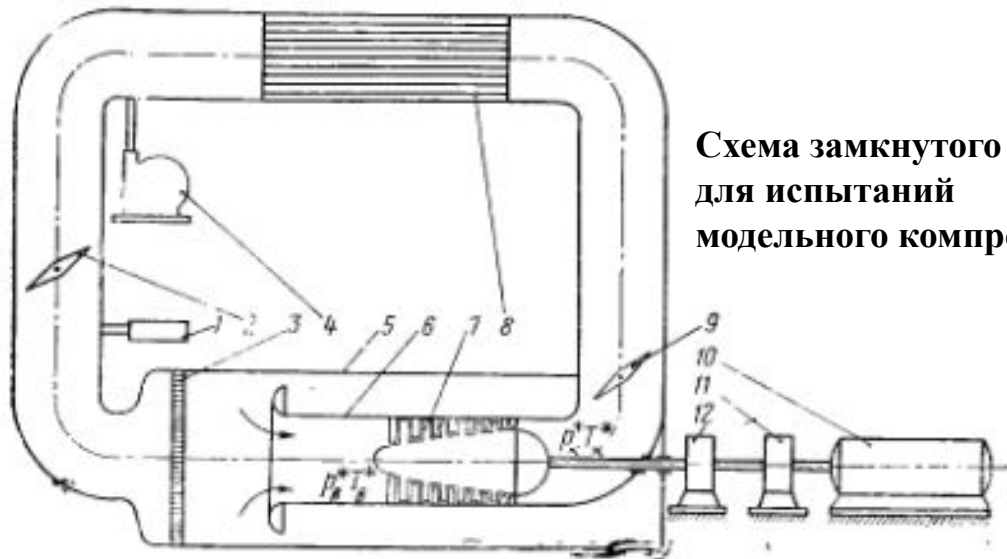


Схема замкнутого стенда для испытаний модельного компрессора

- 1- автомат поддержания давления на входе в компрессор,
- 2- дроссель,
- 3- выравнивающая решетка,
- 4- вакуумный насос,
- 5- вакуумная камера,
- 6- лемнискатный насадок,
- 7- испытуемый компрессор,
- 8- газовойодяной радиатор,
- 9- дроссель,
- 9- электродвигатель,
- 10- электродвигатель,
- 11- гидравлическая муфта,
- 12 – мультипликатор.

$$\frac{N_{M, Re > Re.}}{N_H} = \frac{1}{m^2} \left(\frac{\kappa_M}{T_H} \right)^{1.5} \left(\frac{R_M}{RP_H} \right)^{0.5} \left(\frac{T_M}{T_H} \right)^{0.5} \frac{P_M}{P_H}$$

При использовании модели компрессора $m=L_n/L_M=2$, фреона $R=68,9$ дж/кг.гр., $\mu=1,169$ кг/(м·сек), $\kappa=1,13$ вместо воздуха с $R=287,3$ дж/кг.гр., $\mu=1,715$ кг/(м·сек), $\kappa=1,4$ потребная мощность на привод компрессора уменьшится в 11,26 раза.

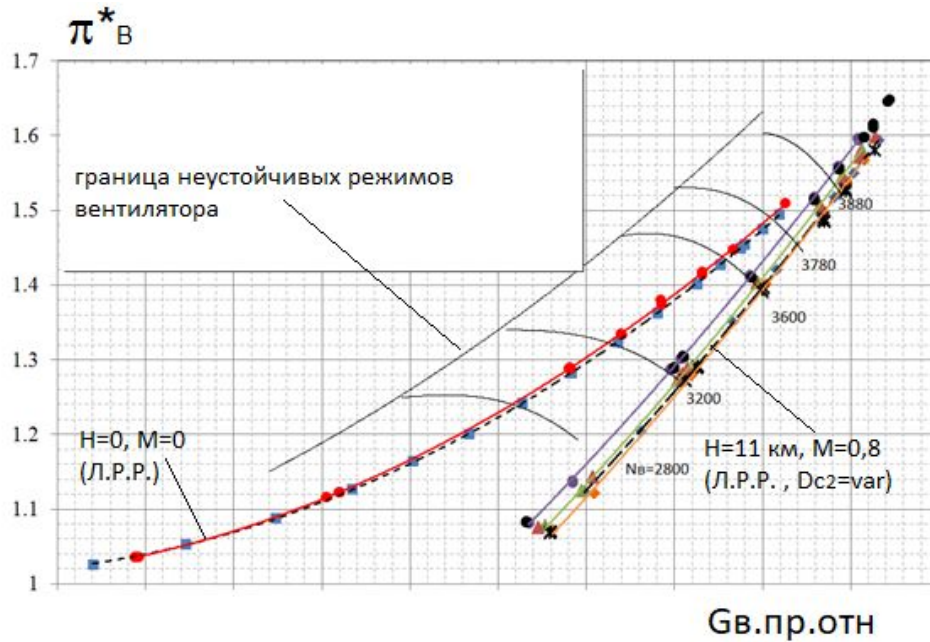
Специальные устройства, применяемые при автономных испытаниях компрессоров:

- турель на выходе для измерения полей параметров на выходе из компрессора;
- координатные устройства для измерений параметров потока по радиусу в ступенях;
- регулируемые дроссели для изменения положения линии рабочих режимов за счет управляемого поджатия компрессора на выходе;
- токосъемники для обеспечения тензометрирования и термометрирования дисков и вращающихся рабочих лопаток ступеней компрессора.
- для измерения величин радиальных зазоров между рабочими лопатками и корпусом компрессора (вентилятора),
- устройства, имитирующие стационарную и динамическую окружной и радиальной неравномерности полного давления, а также интенсивность пульсаций полного давления,
- сигнализаторы помпажа (или срыва) в компрессоре (вентиляторе).

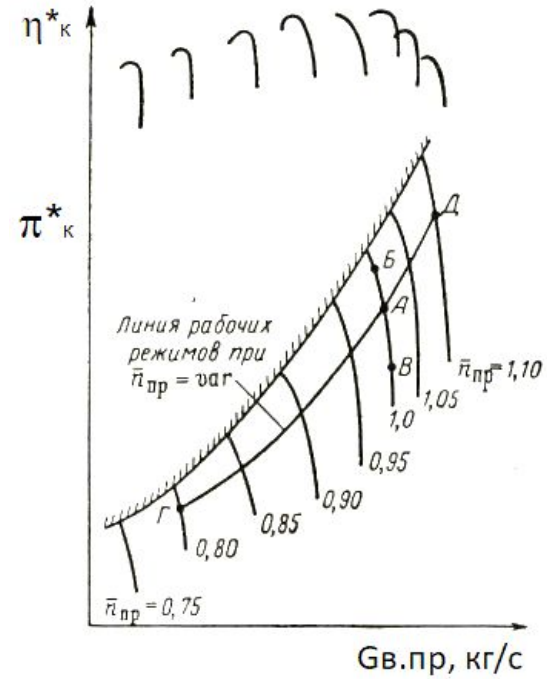
Аэродинамические характеристики компрессоров и вентиляторов

- Массовый расход воздуха – G [кг/с]
- Степень повышения полного давления – π^*
- Адиабатический коэффициент полезного действия – η^*
- Запас газодинамической устойчивости – ΔK_y [%]

$$K_y = \frac{\left(\frac{\pi_{кр}^* / G_{в.}}{\left(\frac{\pi_{кр}^* / G_{в.}} \right)_{ЛРР}} \right)_{ГР1}}{\left(\frac{\pi_{кр}^* / G_{в.}}{\left(\frac{\pi_{кр}^* / G_{в.}} \right)_{ЛРР}} \right)_{ЛРР}} \cdot 100, \% \quad (\text{при } n_{пр} = const)$$



Положение ЛРР вентилятора ТРДД с большой степенью двухконтурности в условиях $H=0$ км, $M=0$ и $H=11$ км, $M=0.8$

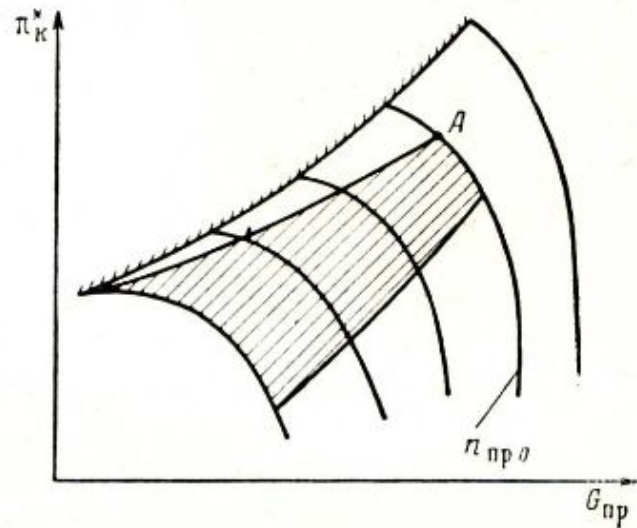


Характеристика многоступенчатого осевого компрессора с зоной сгущения

Дополнительное влияние на аэродинамические характеристики оказывают:

- Отборы воздуха от компрессора,
- ВНА и НА компрессора,
- Неоднородность входного потока,
- Изменение радиальных зазоров в РЛ,
- Работа компрессора в области условных чисел Рейнольдса $Re \leq Re_{кр}$

Исследование характеристик компрессора в составе ГТД



Область характеристики компрессора, определяемой при испытании ГТД с регулируемым сужающимся реактивным соплом

$$\pi_T^{* \frac{n+1}{2n}} = \frac{F_C}{F_{CA}} \frac{q(\lambda_C)}{q(\lambda_{CA})} \frac{\mu_C}{\mu_{CA}}$$

$$F_C \downarrow \rightarrow \pi_T^* \downarrow \rightarrow T^* \uparrow \uparrow \rightarrow G \downarrow \downarrow \rightarrow \left(\begin{array}{c} \uparrow \pi_K^* \\ \downarrow G_B \end{array} \right) \uparrow \uparrow$$

Рабочая точка при $n_{пр} = \text{const}$ смещается к границе помпажа

$$F_{CA} \downarrow \rightarrow \pi_{T^*}^* \uparrow \rightarrow T^* \downarrow \rightarrow G \downarrow \rightarrow \left(\begin{array}{c} \uparrow \pi_K^* \\ \downarrow G_B \end{array} \right) \uparrow$$

Рабочая точка при $n_{пр} = \text{const}$ смещается к границе помпажа

При снятии характеристик компрессора непосредственно на двигателе необходимо двигательный стенд оборудовать устройством для измерения расхода воздуха. Кроме того, на компрессоре должны быть установлены датчики для измерения полей температур и давлений на входе в компрессор и на выходе из него, по которым определяются средние значения параметров. при испытании двигателя с всасыванием воздуха из атмосферы приведенные обороты будут ограничиваться максимально допустимыми физическими оборотами и температурой атмосферного воздуха, как и на компрессорном стенде, с всасыванием воздуха непосредственно из атмосферы.

Одновременно, в отличие от этого компрессорного стенда, на двигателе будет существенно ограничен диапазон характеристики компрессора при каждом приведенном числе оборотов. Предположим, что на характеристике этого компрессора точка «А» соответствует работе двигателя с максимальными оборотами в стендовых (земных) условиях. Поскольку увеличить эти обороты нельзя, то очевидно, что вся область характеристики, в которой приведенные числа оборотов превышают приведенное число оборотов $n_{пр}$ в точке «А», получена быть не может, исключая случай испытания двигателя при пониженной температуре воздуха (зимой или на высотной установке). Параметры ($\pi^*_{к}$ и $\eta^*_{к}$) по напорной ветке компрессора, соответствующей приведенным оборотам $n_{пр}$, в направлении к границе помпажа можно получить, уменьшая проходные сечения соплового аппарата турбины и реактивного сопла по отдельности или одновременно.

Определение основных параметров испытываемого компрессора

В программе испытаний прописывается набор приведенных частот вращения (обычно число напорных веток равно 5...6 при $n_{пр} = \text{const}$, на которых требуется определить характеристики компрессора.

$$n_{\phi} = n_{пр} \sqrt{\frac{T_B^*}{288,15}}$$

Физическая частота вращения определяется по зависимости:

Физический расход воздуха через компрессор определяется по измерениям в расходомерном коллекторе (РМК) и рассчитывается по формуле

$$G_{\phi} = \epsilon \frac{P_{KR} \cdot q(\lambda_K) \cdot F_K^* \cdot \sin(\alpha) \cdot \mu}{\sqrt{T_B^*}}, \quad /$$

где: P_K^* [Н/м²] – полное давление на входе в коллектор;

T_K^* [°K] $\approx T^*_в$ – полная температура на входе в коллектор;

$q(\lambda_K)$ – безразмерная плотность тока (приведенный расход) (газодинамическая функция) и зависит от отношения давлений P_K/P_K^* при выбранном значении показателя адиабаты $k=f(T_K^*, d)$;

P_K [Н/м²] – статическое давление, измеряемое на стенках расходомерного коллектора (РМК);

α_K – угол потока воздуха в РМК к поперечному измерительному сечению (в условиях обеспечиваемых воздухозаборными камерами стендов, должен быть равен 90°);

m_{kr} [(кг °K/дж)^{0.5}] – постоянный газовый коэффициент (для воздуха $m = 0,0404$);

μ_K – коэффициент расхода коллектора (для коллекторов, используемых в испытаниях на установках отделения 100 $\mu_K \approx 0,99 \dots 0,995$ и определен для каждого коллектора по результатам градуировок).

Приведенный расход воздуха по параметрам входа в объект испытаний определяется как

$$G_{ВРС} = G_{ВИЗМ} \frac{101325}{P_B^*} \sqrt{\frac{T_B^*}{288,15}}, \quad /$$

где: T_B^* – температура воздуха на входе в компрессор, К,

P_B^* – полное давление на входе в компрессор, кг/м²

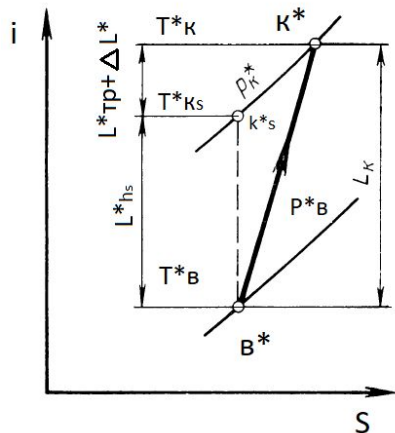
Вторым важным параметром рабочего процесса компрессора является степень повышения полного давления π_K^* , определяемая по формуле

$$\pi_K^* = P_K^* / P_B^*$$

где P_K^* - полное давление на выходе компрессора,
 P_B^* - полное давление на входе в компрессор.

Параметром определяющим эффективность работы компрессора (ступени компрессора) является к.п.д.

Обычно для оценки эффективности процесса повышения давления используется адиабатический (изоэнтропический) к.п.д. по параметрам торможения - $\eta_{ад}^*$.



I-Сдиаграмма
 процесса
 сжатия в
 компрессоре

$$\eta_{ад}^* = \frac{i(T_{кд}^*) - i(T_B^*)}{i(T_K^*) - i(T_B^*)} \approx \frac{T_B^* (\pi_K^*)^{\frac{1}{\kappa}} - T_B^*}{T_K^* - T_B^*}$$

Числитель выражения пропорционален полезной работе, а знаменатель – затраченной работе на повышение полного давления в компрессоре.

На стендах используются 2 способа определения затраченной работы:

- по измерению температур T_B^* и T_K^* ;
- по измерению крутящего момента на валу компрессора или корпусе балансирного мультипликатора.

В первом случае речь идет о «температурном» к.п.д., во втором – о мощностном.

Запас устойчивости компрессора определяется по зависимости:

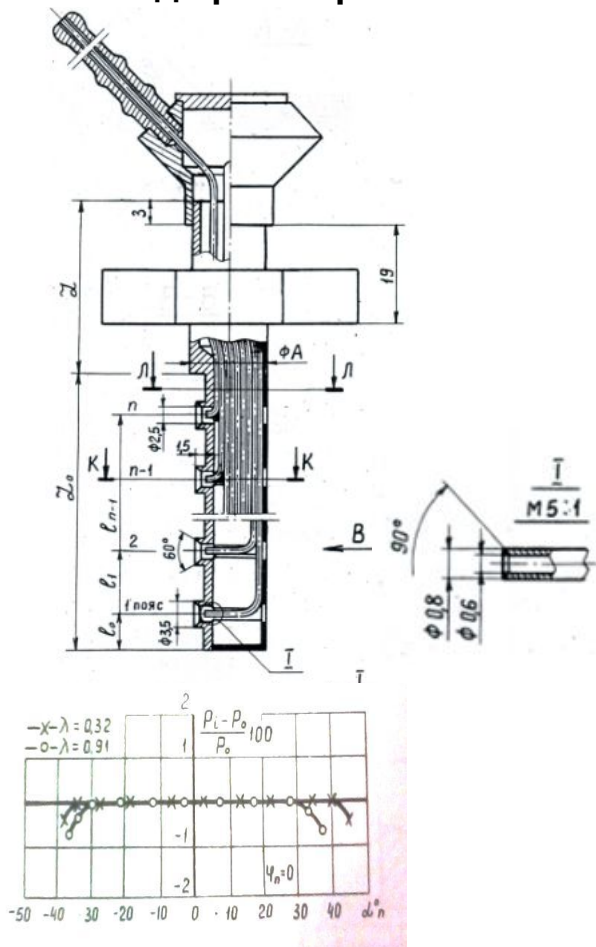
$$\Delta K_{уст} = \frac{\rho}{\sigma} \left[\frac{\left(\frac{t}{G} \right)_{\text{гран. помпажав}}}{\left(\frac{t}{G} \right)_{\text{линия раб. реж.}}} - 1 \right]$$

Препарирование компрессора (вентилятора) производится таким образом, чтобы измерения средних величин полного давления и температуры заторможенного потока выполнялись как в сечениях перед и за компрессором, так и в нескольких промежуточных сечениях проточной части ГВК.

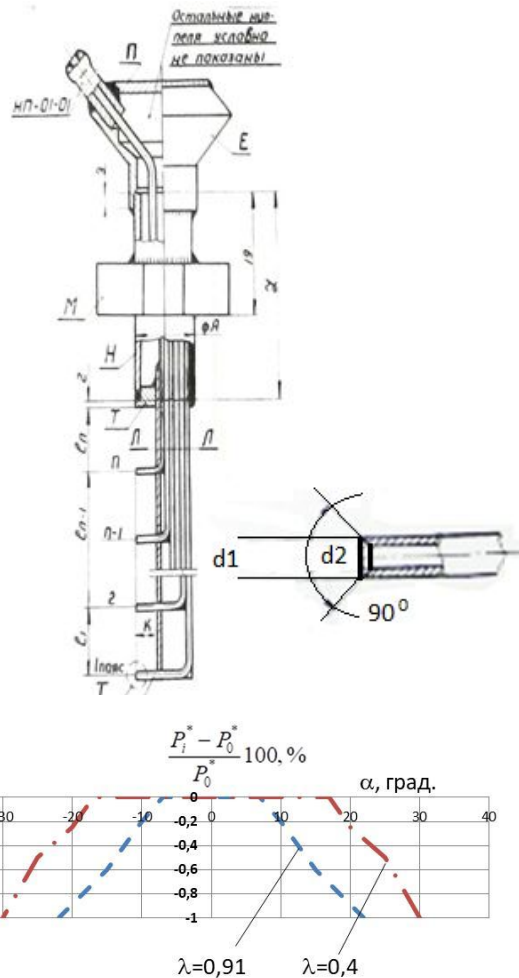
Основные средства измерения давления и температуры

Приемники давления и температуры, за исключением насадков для измерения направления потока, должны быть малочувствительны к углам скоса потока в рабочем диапазоне скоростей потока.

Гребенка полного давления с дефлектором

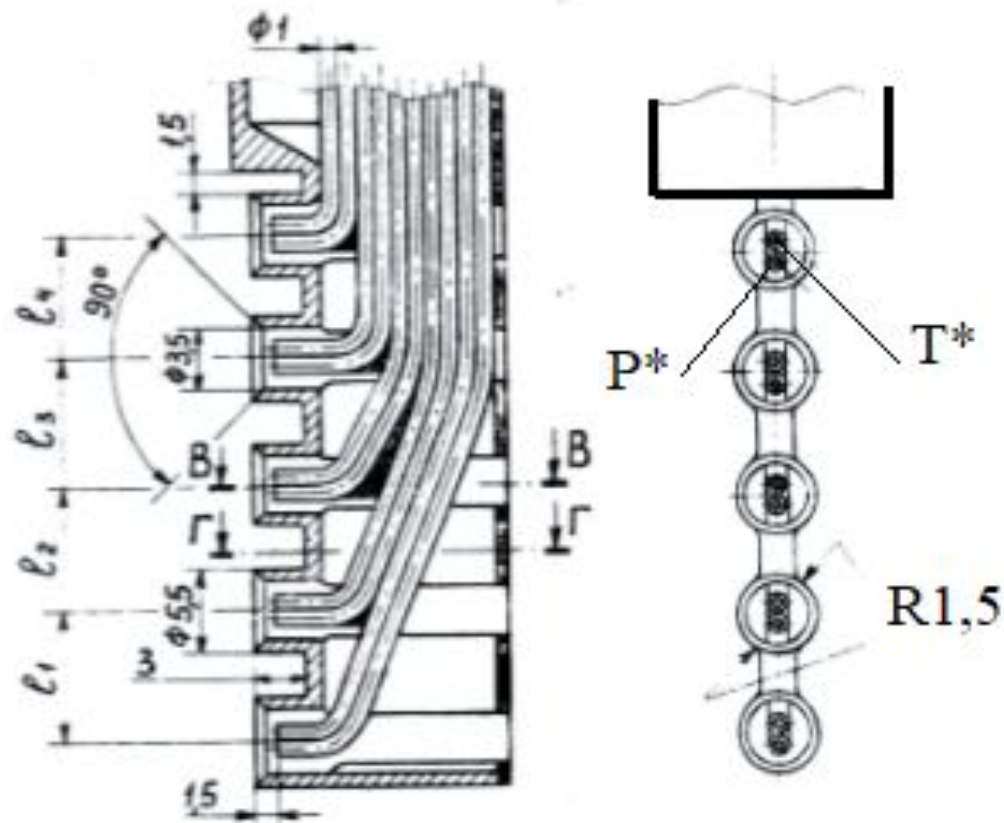


Гребенка полного давления с «Г» образными трубками



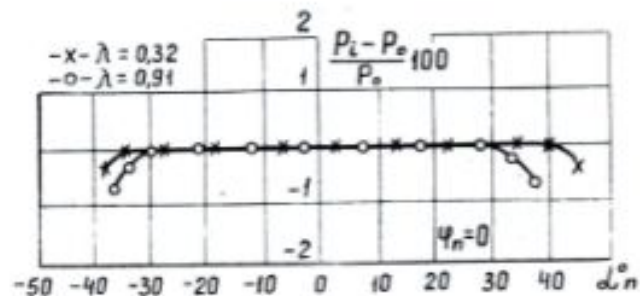
Чувствительность 2-х типов гребенок полного давления с дефлектором и «Г» образными трубками к скосу потока при коэффициенте скорости потока $\lambda < 0,9$ наблюдается при углах более $20 \dots 30^\circ$

Пример выполнения конструкции многопоясной радиальной гребенки приемников полного давления и температуры заторможенного потока

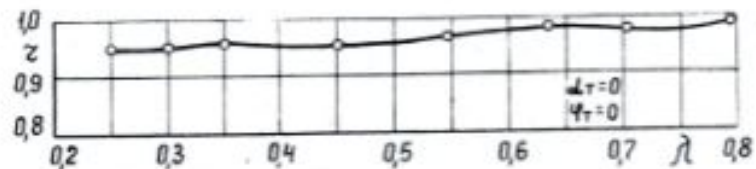


Насадки с общим протоком

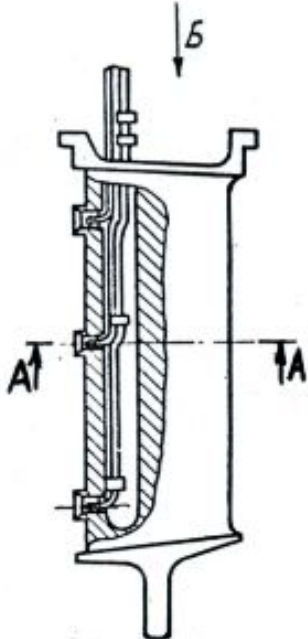
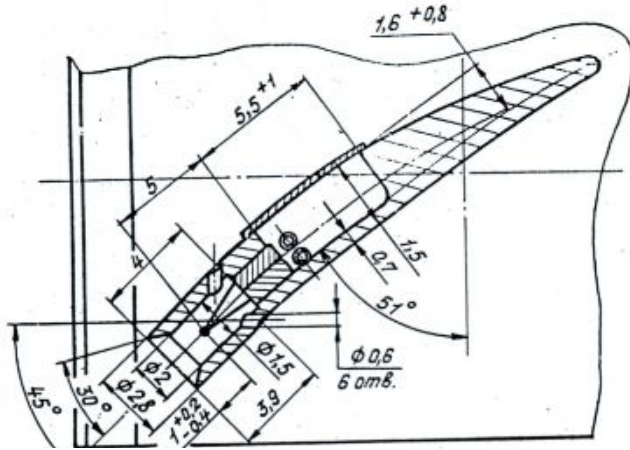
Угловая характеристика приемника полного давления при $\lambda=0,32$ и $\lambda=0,91$



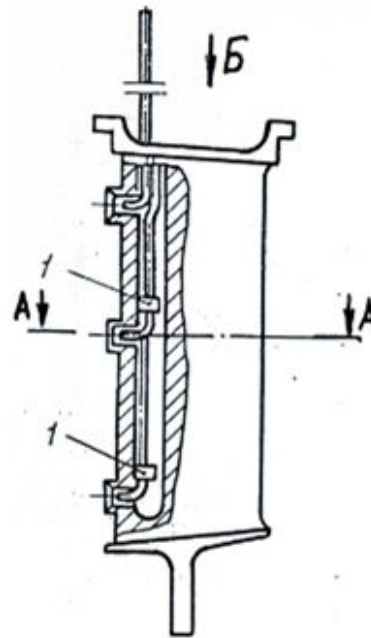
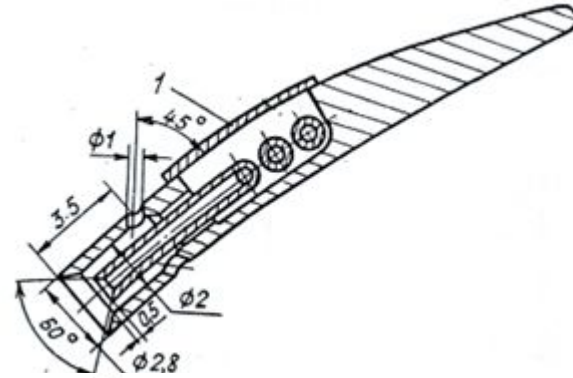
Скоростная характеристика термопары в диапазоне $\lambda=0,2 \dots 0,8$



Примеры выполнения конструкций приемников полного давления и температуры заторможенного потока на передних кромках лопаток ВНА (НА) компрессора



Многопоясная радиальная форма размещения преобразователей температуры T^* с камерой торможения

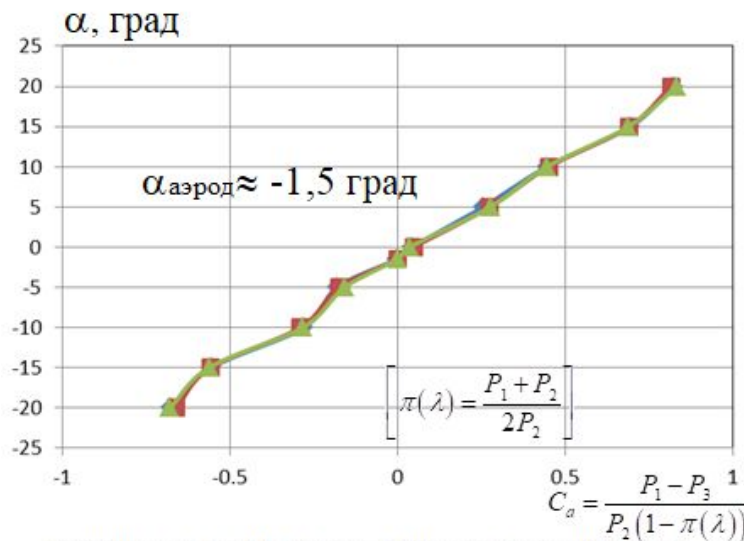
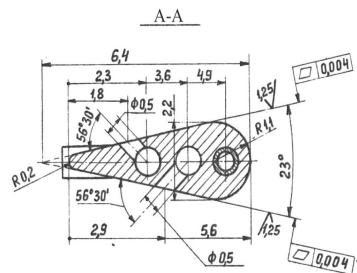
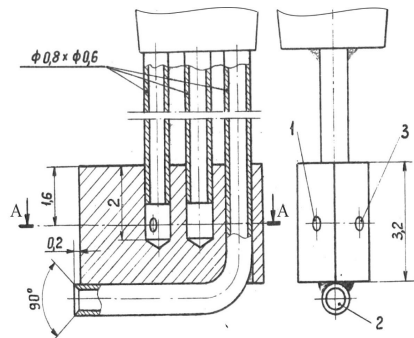


Многопоясная радиальная форма размещения преобразователей полного давления P^* с дефлектором и протоком

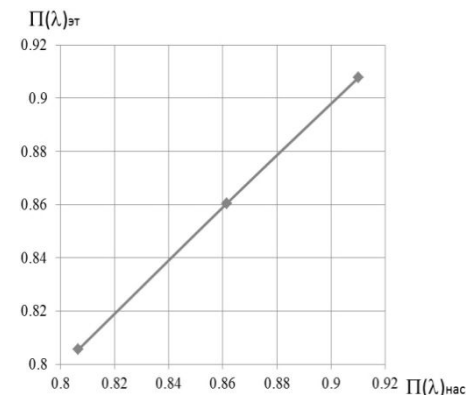
Входная часть камеры торможения и дефлектора НА фактически ориентированы по углу

Трехточечный клиновидный насадок для измерения полного давления и угла потока в тангенциальном и радиальном направлениях

клиновидный насадок

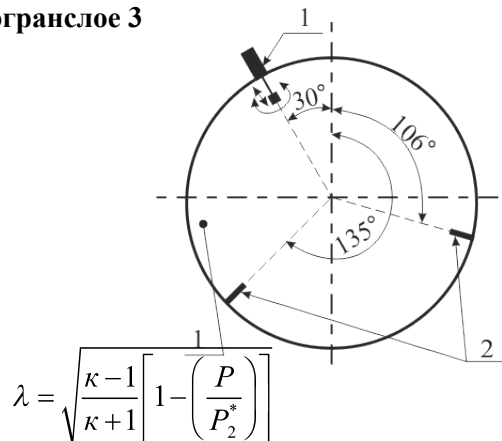


Зависимость коэффициента разности давлений от угла установки клиновидного насадка α для различных λ



Отношение статического давления к полному, измеренного при помощи клиновидного насадка $\pi(\lambda)_{\text{нас}}$ от значений, полученных на эталонном стенде значений $\pi(\lambda)_{\text{ст}}$.

Расположение в присоединенном трубопроводе 1 клиновидного насадка 2 и радиальных гребенок полного давления в погранслое 3



Клиновидный насадок калибровался в эталонной аэродинамической трубе для определения полного и статического давления, а также для определения угла набегающего потока $\alpha_{\text{нас}}$, соответствующего положению аэродинамической оси клина. Угол закрутки потока относительно оси турбомашин: $\alpha_{\text{п}} = \alpha_{\text{изм}} - \alpha_{\text{уст}} - \alpha_{\text{град}}$

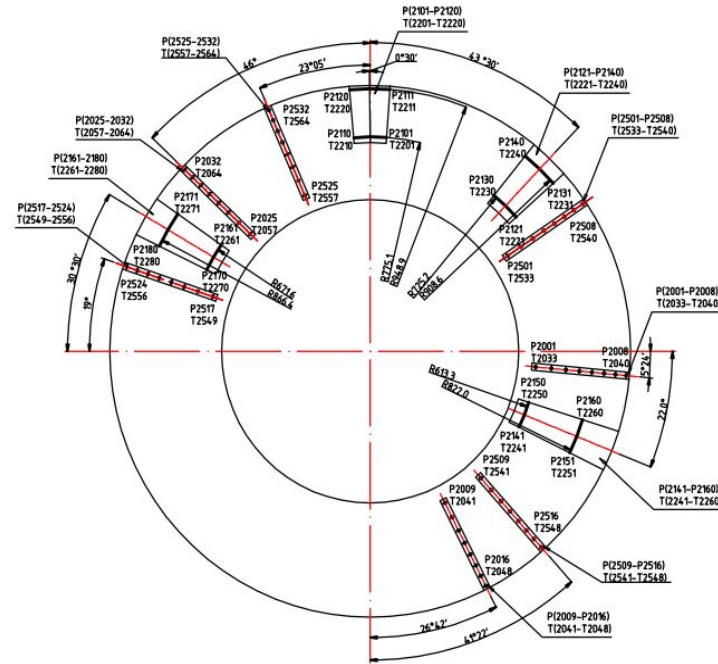
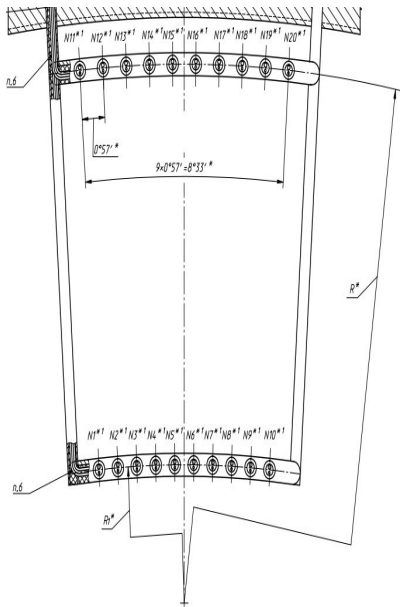
где $\alpha_{\text{изм}}$ – угол, измеренный насадком, при равенстве $P_1 = P_2$, [°];

$\alpha_{\text{уст}}$ – первоначальный установочный угол между продольной плоскостью установочной колодки приемника, ориентированной параллельно продольной оси турбомашин, [°];

$\alpha_{\text{град}}$ – градуировочный угол между геометрической осью симметрии насадка (продольной плоскостью установочной колодки) и аэродинамической осью приемника (направлением скорости) по градуировочной зависимости, [°]

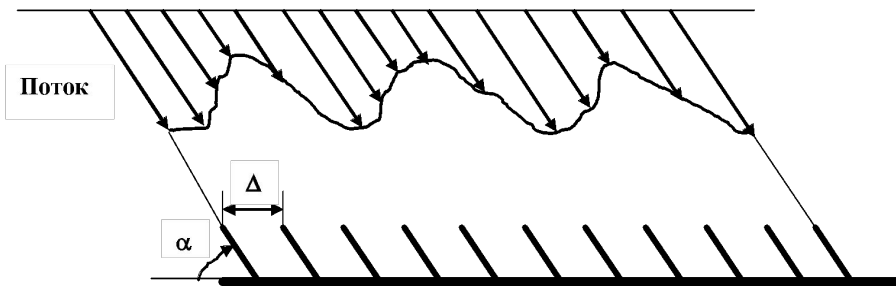
Шаговые гребёнки для измерения полного давления и полной температуры потока

Вид по потоку



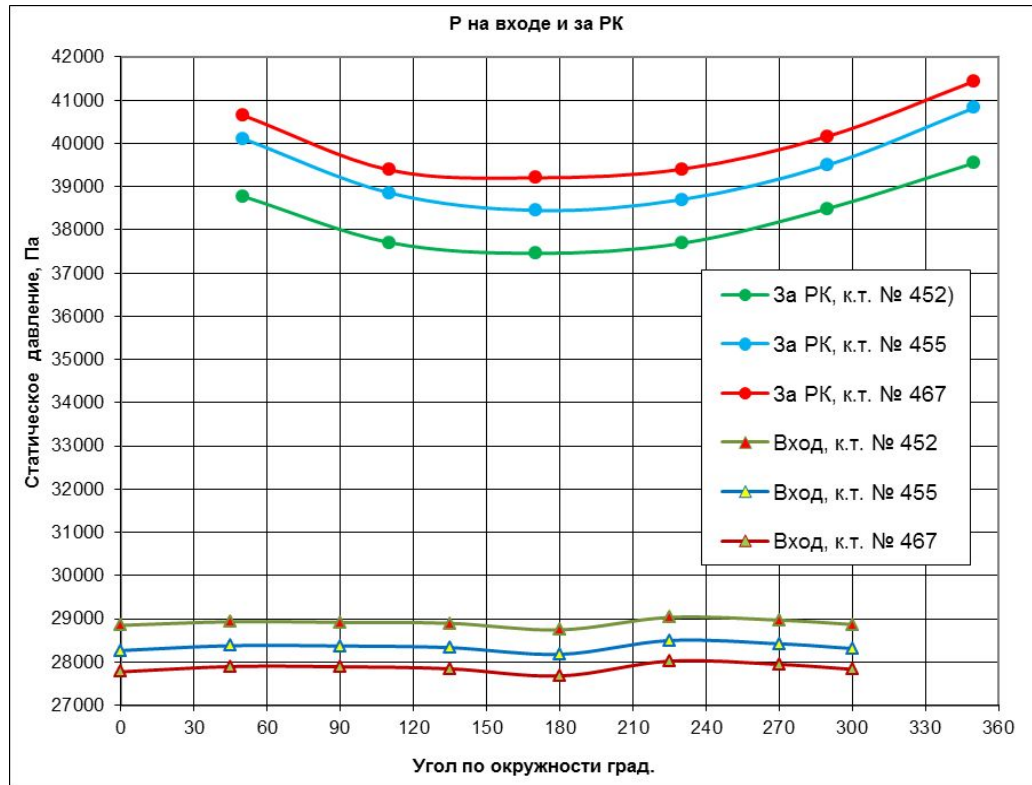
Эскиз комбинированной (P*-T*) шаговой 20-точечной гребенки

Пример расположения комбинированных (P*- T*) шаговых (четыре с двумя поясами на каждой) и радиальных гребенок (семь восьмиточечных) за спрямляющим аппаратом вентилятора ТРДД



Поле скоростей потока за спрямляющим аппаратом. Видны «следы» за лопатками СА.

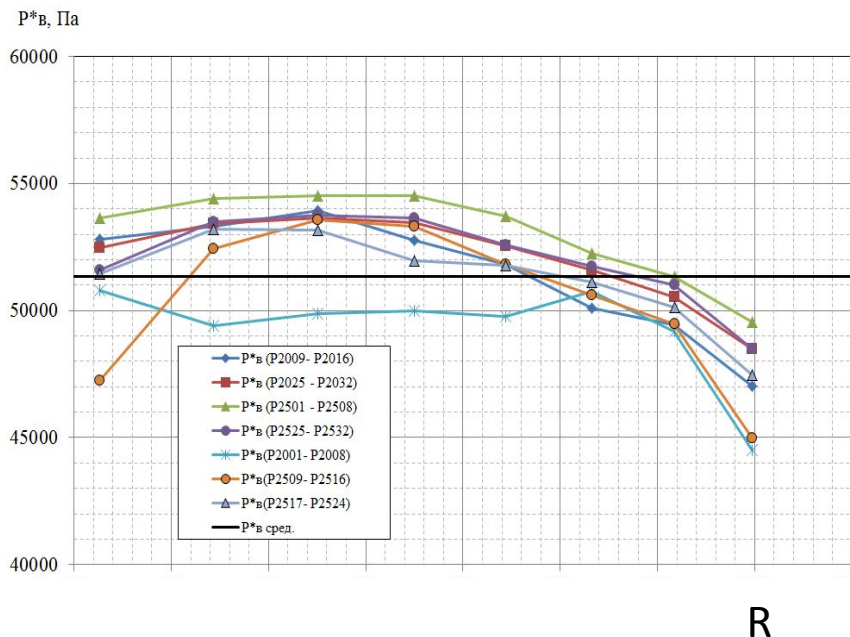
Некоторые особенности распределения статического давления за РК и СА ТРДД с большой степенью двухконтурности



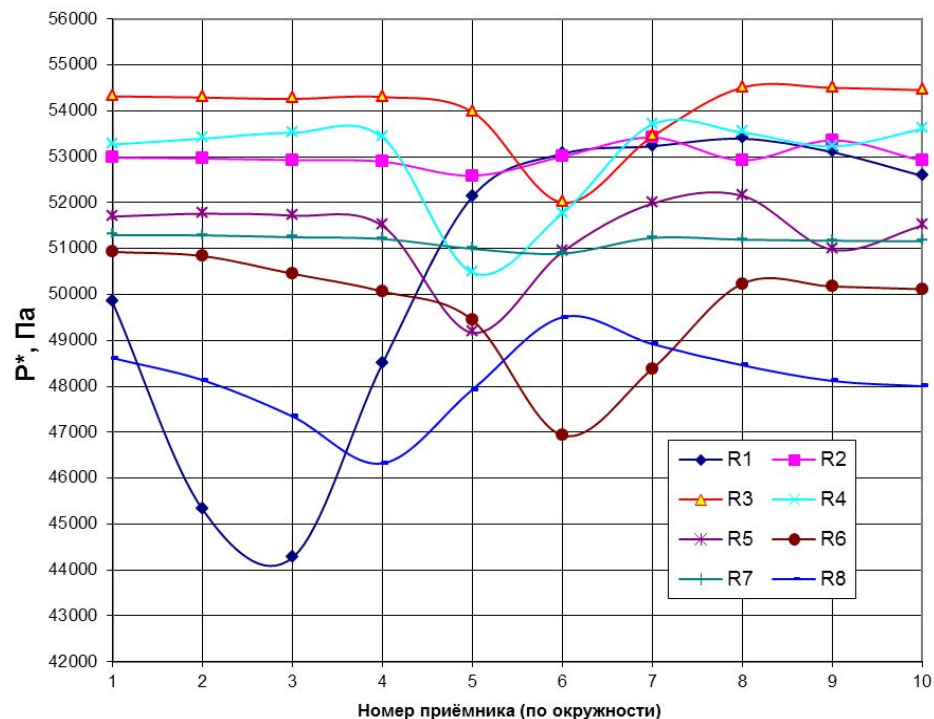
Распределение статического давления вдоль окружности внешнего корпуса во входном трубопроводе на входе и за РК одноступенчатого вентилятора ТРДД с большой степенью двухконтурности на 3-х режимах работы продолжительном» в условиях $H=11$ км, $M=0,8$.

Окружная неравномерность статического давления на входе в вентилятор составляет менее 0.65...0.74% от среднего статического давления в мерном сечении, а окружная неравномерность статического давления за рабочим колесом вентилятора составляет 6.5...7% от среднего статического давления в том же сечении. Значительный уровень окружной неравномерности статического давления вызван аэродинамическим влиянием мощного пилона, расположенного сразу за СА вентилятора, вверх по потоку.

Примеры распределения полного давления за СА одноступенчатого вентилятора ТРДД в условиях $H=11$ км, $M=0,8$ на основе измерения с помощью шаговых и радиальных гребенок



Эпюра распределения полного давления P^*_{B2} за СА вентилятора ТРДД по радиусу по измерениям 7-ми 8-точечных радиальных гребенок в условиях $H=11$ км, $M=0,8$ на режиме работы двигателя пв.пр=const



Эпюра распределения полного давления за СА вентилятора по окружности на различных радиусах по измерениям 4-х 2-хъярусных шаговых гребенок (4 гр.*(10т.+10т.)) в условиях $H=11$ км, $M=0,8$ на режиме работы двигателя – пв.пр=const

Получен значительный уровень радиальной и окружной неравномерности полного давления за СА вентилятора ТРДД с большой степенью двухконтурности.

При автономных испытаниях моделей вентиляторов ТРДД с большой степенью двухконтурности необходимо моделировать конструкцию силового пилона.

Номенклатура датчиков пульсаций при испытании ТРДД на высотном стенде ЦИАМ

Пульсации давления	Модель	Тип	Фирма
За вентилятором	XTE-190M-3.5 Bar A	Тензорезистивные	Kulite (США)
В КВД 1-я ступень 2-я ступень	112A05 116B03	Пьезоэлектрические	PCB (США)
В КС	CP-103	Пьезоэлектрические	Meggitt SA (Швейцария)
Во входном присоединённом трубопроводе	XTE-190M-17 Bar A в составе ABC	Тензорезистивные	Kulite (США)
На входе/выходе ТБК	7031 в составе ABC	Пьезоэлектрические	Kistler (Швейцария)

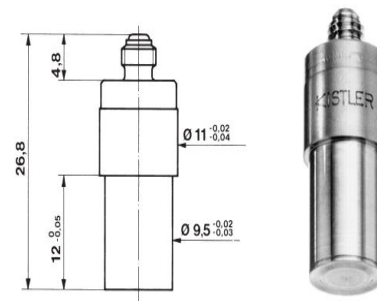
Серия XTE-190M-3.5 Bar A – миниатюрные датчики измерения статической и динамической составляющей давления. Пьезорезисторного типа. Работает в составе ABC и без. Чувствительность – 28 мВ/бар.



Модель 112A05 – высокотемпературные датчики измерения динамической составляющей давления. Пьезоэлектрического типа. Работает в составе ABC и без. Чувствительность – 6.4 пКл/бар.



Модель 7031 (Kistler) – датчики измерения динамической составляющей давления. Пьезоэлектрического типа. Особенность: имеет встроенный акселерометр, компенсирующий интерференцию сигналов, вызванную ударом или вибрацией в направлении оси сенсора. Устанавливается в КС в составе ABC. Чувствительность - 53,57 пКл/бар.



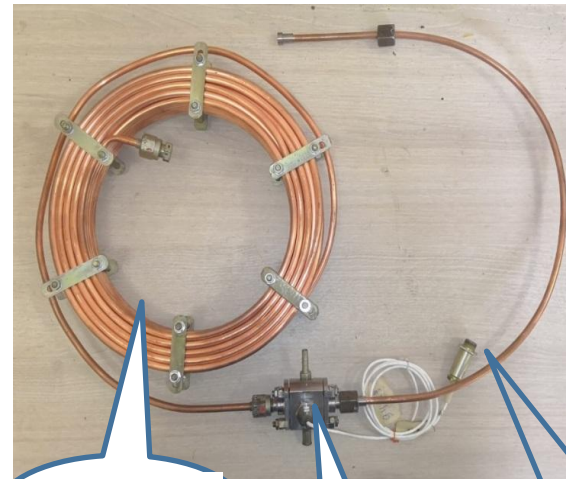
Модель СЗ-103 – высокотемпературные датчики. Измерения динамической составляющей давления. Пьезоэлектрического типа. Устанавливается в КС без ABC. Чувствительность с усилителем - 6 В/бар



Установка динамической градуировки датчиков переменного давления Пульсатор-2

Акустическая волноводная система

ПАРАМЕТР	ХАРАКТЕРИСТИКА
Частотный диапазон, Гц	40...6000
Девияция частоты, %	0,2
Амплитуда генерируемых колебаний, мбар	30...70
Коэффициент гармонических искажений, %	менее 10
Минимальный шаг по частоте, Гц	2
Число гармоник в спектре сигнала	2...5
Частотный диапазон измерительного канала, кГц	30
Давление воздуха в рабочей камере, бар	3...4
Давление воздуха в барокамере, бар	До 15
Режим работы установки	автоматический
Масса пульсатора, кг	40

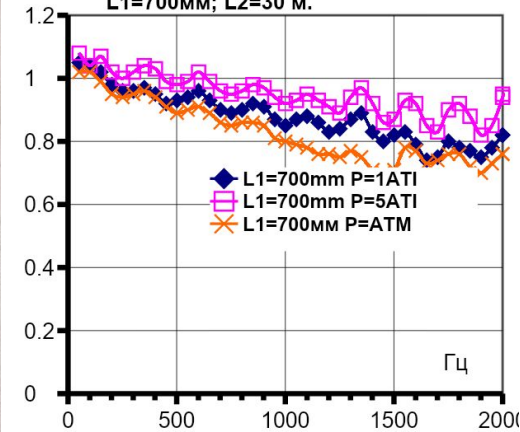


КАТУШКА-ВОЛНОВОД

АДАПТЕР С ДАТЧИКОМ

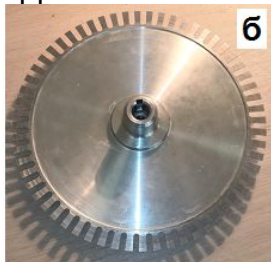
ПРИЕМНЫЙ УЧАСТОК

АЧХ АВС при разных давлениях.
KISTLER 7031 № 1167586.
L1=700мм; L2=30 м.



$$КГИ = \frac{\sqrt{A_2^2 + A_3^2 + A_4^2 + A_5^2}}{A_1} \times 100\%$$

Щелевой диск



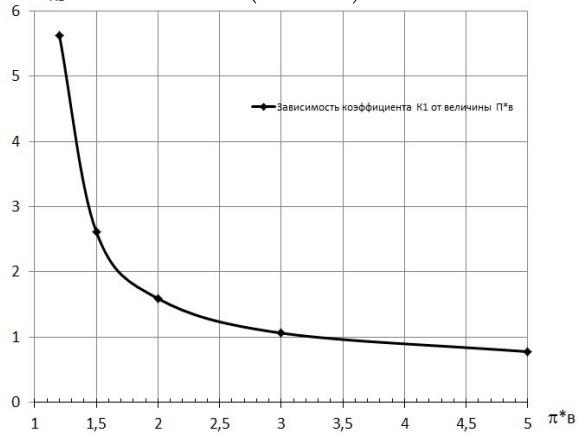
Сопло



С 2010 года установка имеет свидетельство об утверждении типа средств измерений и проходит ежегодную периодическую поверку в «ВНИИМ им. Д.И. Менделеева»

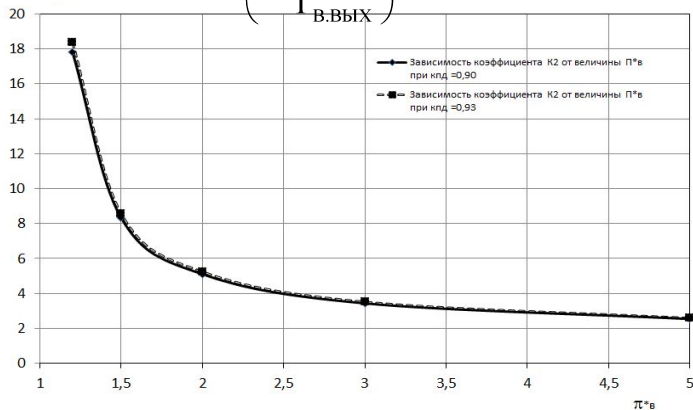
Определение адиабатического КПД низконапорного вентилятора ТРДД

$$K_1 = K_{P_{В.ВЫХ}^* \cdot \eta_{В.АД}^*} = \frac{0,286 \cdot \pi_{В}^{*0,286}}{\pi_{В}^{*0,286} - 1}$$



Зависимость величины коэффициента K_1 от величины степени повышения давления в вентиляторе

$$K_2 = K_{P_{В.ВЫХ}^* \cdot \eta_{В.АД}^*} = \frac{1}{1 - \frac{T_{ВХ}^*}{T_{В.ВЫХ}^*}}$$



Зависимость величины коэффициента K_2 от величины степени повышения давления в вентиляторе

Погрешности величины адиабатического КПД вентилятора с помощью измерения параметров $P^*_{ВХ}$, $P^*_{ВЫХ}$, $T^*_{ВХ}$ и $T^*_{ВЫХ}$

$$\eta_{В.АД}^* = \frac{K_2 - K_1}{K_2} = \frac{\left(\frac{P_{В.ВЫХ}^*}{P_{ВХ}^*} \right)^{\frac{1}{\gamma}} - 1}{\left(\frac{P_{В.ВЫХ}^*}{P_{ВХ}^*} \right)^{\frac{1}{\gamma}} - \left(\frac{T_{В.ВЫХ}^*}{T_{ВХ}^*} \right)^{\frac{1}{\gamma}}}$$

Погрешности оценки величин КПД вентилятора ТРДД в диапазоне $\pi^*_{В}=1,2 \dots 5,0$

$\pi^*_{В}$	K_1	K_2	$\delta \eta_{В.АД}^*, \%$	Примечание
1,2	5,629	17,814	$\pm 2,642$	Базовое значение $\eta^*_{В.АД}=0,90$
1,5	2,612	8,3199	$\pm 1,23$	
2,0	1,5904	5,1048	$\pm 0,756$	
3,0	1,0607	3,4379	$\pm 0,5088$	
5,0	0,775	2,5396	$\pm 0,37$	

Оценка погрешностей измерения указанных величин дана при погрешности прямых измерений $P^*_{ВХ}$, $P^*_{ВЫХ}$, $T^*_{ВХ}$ и $T^*_{ВЫХ}$ $\pm 0,1\%$ от ИВ (от измеренной величины)

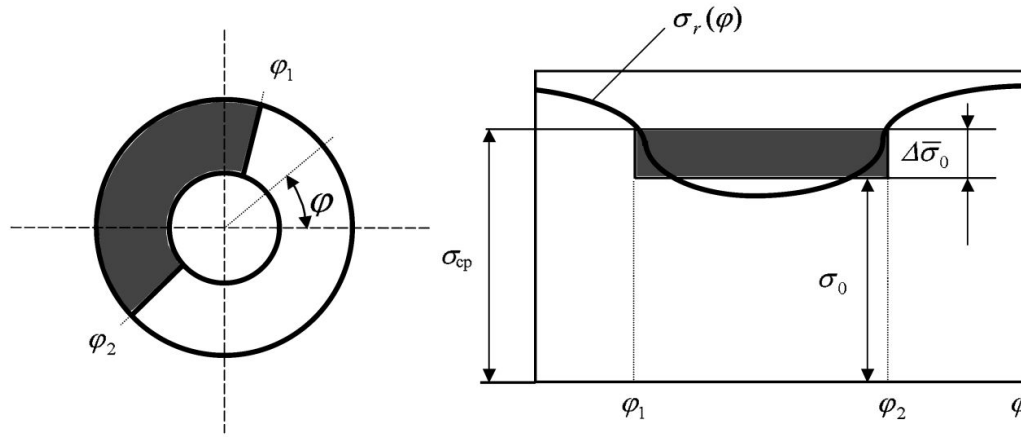
Таким образом, для обеспечения оценки величины адиабатического КПД вентилятора ТРДД с высокой степенью двухконтурности по прямым измерениям необходимо использование высокоточных средств измерения параметров $P^*_{ВХ}$, $P^*_{ВЫХ}$, $T^*_{ВХ}$ и $T^*_{ВЫХ}$, а также расхода воздуха и методов осреднения параметров в входном и выходном сечениях вентилятора.

Повышению точности измерения КПД вентилятора может также способствовать непосредственное измерение крутящего момента:

$$L_{В.УД} \cdot G_{В.ИЗМ} = \frac{M_{КР} \cdot n}{9549} \rightarrow L_{В.УД} \text{ вместо разности энтальпий } \left[i(T_{ВЫХ}^*) - i(T_{ВХ}^*) \right] \quad 21$$

Структура и параметры возмущений давления на входе в двигатель

Окружная неравномерность поля полных давлений характеризуется относительной протяженностью сектора пониженного давления и относительным отклонением среднего значения коэффициента восстановления в этом секторе от среднего по всему сечению коэффициента восстановления:



$\varphi_2 - \varphi_1 = \Delta\varphi$ -угловая зона пониженного давления

$\bar{\varphi} = \Delta\varphi / 360$ -относительная величина угловой зоны пониженного давления

$\Delta\bar{\sigma}_0 = (1 - \sigma_0 / \sigma_{CP}) 100, \%$ -величина окружной неравномерности

где σ_{CP} - среднее значение коэффициента восстановления :

$$\sigma_{CP} = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \sigma_R d\varphi$$

При наличии двух и более секторов пониженного давления параметры $\bar{\varphi}_0$ и $\Delta\bar{\sigma}_0$ вычисляются для каждого сектора. При $\Delta\varphi > 60^\circ$ в качестве определяющего сектора принимается сектор с максимальным значением $\Delta\bar{\sigma}_0$. Если $\Delta\varphi < 60^\circ$, то выбирается сектор с наибольшим значением

$$\Delta\bar{\sigma}_0 \frac{\varphi_0}{60^\circ}$$

Интенсивность, измеряемая величиной среднеквадратичного отклонения σ_{RMS} (квадратного корня из дисперсии колебаний полного давления на входе в двигатель), отнесенной к среднему значению полного давления в мерном сечении $P^*_{вх}$:

$$\bar{\varepsilon} = \frac{\varepsilon}{P_0^*} = \sqrt{\frac{1}{T} \int_0^T (\bar{P}_{CP}^* - P^*)^2 dt} \cdot 100, \%$$

Приемники пульсаций полного давления устанавливают на относительной высоте $\square R=0,9$ от оси симметрии испытываемого компрессора.

В качестве параметра, характеризующего максимальную величину неоднородности поля полного давления, используется интегральный критерий $W = \Delta \bar{\sigma}_0 + \bar{\varepsilon}, \%$, представляющий собой сумму показателя окружной неравномерности и средней интенсивности пульсаций полного давления. Максимальная величина W нормируется для разных типов самолетных воздухозаборников.

Имитация стационарной неоднородности потока на входе в компрессор ($\varepsilon \leq 2\%$)

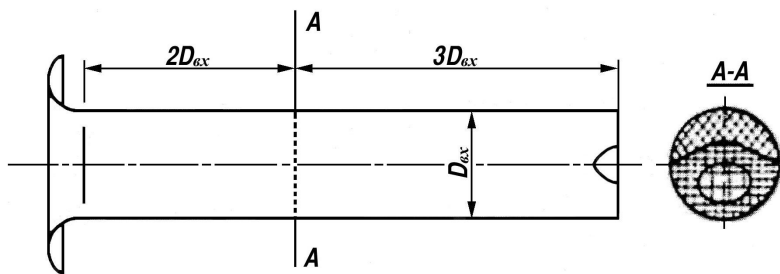
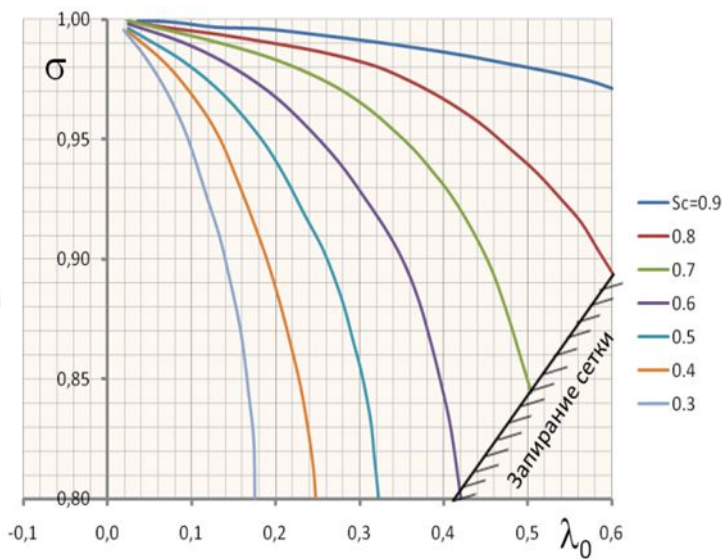


Схема установки сетки в стендовом цилиндрическом канале (сечение А-А)

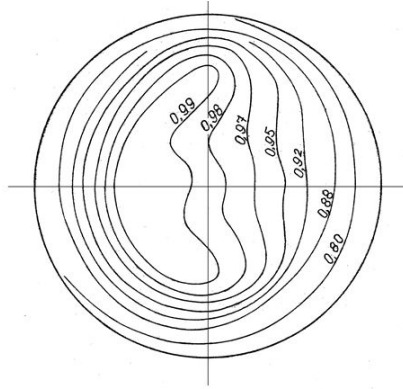


$$\sigma_c = 1 - s_c \lambda_0^2 \frac{k}{k+1} \frac{\pi(\lambda_0)}{\tau(\lambda_0)}$$

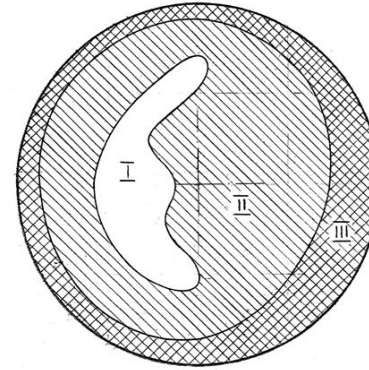
Зависимость σ_c от λ_0 перед сеткой для различных относительных плотностей сетки с учетом границы запирания

Имитатор должен создавать перед двигателем поле полных давлений, по конфигурации подобное реальному полю полных давлений за воздухозаборником при равных расходах воздуха $G_{в.пр}$.

Средние по сечению канала перед двигателем значения коэффициента полного давления $\sigma_{вх}$ и значения параметров (критериев) неоднородного потока, описанных выше, за воздухозаборником и имитатором должны быть одинаковы.



А. Поле полных давлений на выходе из воздухозаборника
 $\sigma_{ср} = 0.953$; $q(\lambda_B) = 0.763$;
 $\square \Delta \sigma_0 = 0.023$; $\varepsilon = 0.01$



Б. Конфигурация сеток для имитации заданного поля полных давлений: I – сетки нет; II – сетка $\square S_c = 0.84$; III – сетка $\square S_c = 0.69$

NN сетки	d (мм)	a (мм)	\bar{S}_c
II	2,0	10	0,690
III	2,0	22	0,840

d (мм) – диаметр проволоки,
a (мм) – внутренний размер квадратной ячейки сетки,
 $\square S = 1 - S_c / S_{\Sigma}$ – относительная площадь живого сечения,
 S_{Σ} – полная площадь сетки,
 S_c – площадь затенения сетки.

Для имитации заданного поля полного давления на входе в вентилятор или компрессор используют металлические сетки по ГОСТ 3826–82.

Поле полного давления разбивается на зоны, в которых $\sigma_{в}$ (коэффициент восстановления полного давления воздухозаборника) изменяется примерно на 5%. Для каждой зоны подбирается сетка с площадью «живого» сечения (\bar{S}), которая обеспечивает соответствующее падение полного давления $\sigma_{с}$. Для этого используется приведенная на рисунке зависимость $\sigma_{с}$ для сеток с различной площадью «живого» сечения от λ_0 в равномерном потоке перед сеткой. Можно комбинировать сетки путём их наложения друг на друга.

Недостатком сеточного имитатора является то, что для обеспечения имитации стационарной окружной неравномерности полного давления необходимо проектирование и изготовление нескольких типов сеточных интерцепторов для обеспечения имитации неравномерности в выбранном диапазоне изменения расхода $G_{в.пр} = f(n_{пр})$

Имитация общей неоднородности потока на входе в компрессор ($W = \Delta\sigma_0 + \square\varepsilon$)

Когда требуется имитировать неравномерный поток со значительным уровнем пульсаций полного давления применяется пластинчатый интерцептор.

Характерными параметрами, влияющими на неравномерность $\Delta\sigma_0$ и пульсации потока ε , являются:

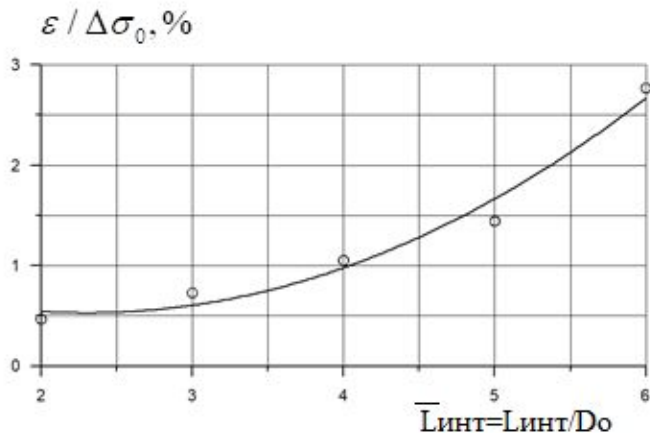
- относительная площадь затенения канала интерцептором $\square_{\text{Финт}} = \text{Финт}/F_0$ (F_0 - площадь стенового цилиндрического канала),
- относительное расстояние от интерцептора до входа в двигатель $\square_{\text{Линт}} = \text{Линт}/D_0$,
- приведенная плотность потока массы перед двигателем $q(\lambda_{\text{вх}}) = G_{\text{в пр}} / (242 \cdot S_{\text{вх}})$

При моделировании неравномерности можно выделить два характерных случая:

1. Полное моделирование неоднородности потока (моделирование поля полного давления, включая интегральные характеристики неоднородности потока).
2. Моделирование интегральных характеристик неоднородности потока.

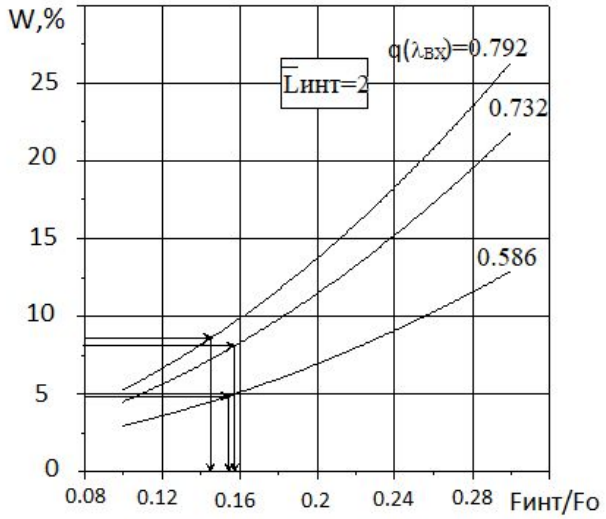
Второй случай используется на стадии создания силовой установки, когда еще не имеется достаточно полных сведений об уровнях и форме возмущений в воздухозаборнике.

Величина окружной неоднородности $\Delta\sigma_0$ при $q(\lambda_{\text{вх}}) = \text{const}$ определяются только относительной площадью интерцептора $\square_{\text{Финт}}$, а соотношение между интенсивностью пульсаций давления ε и параметром окружной неоднородности $\Delta\sigma_0$ однозначно определяется величиной $\square_{\text{Линт}}$.

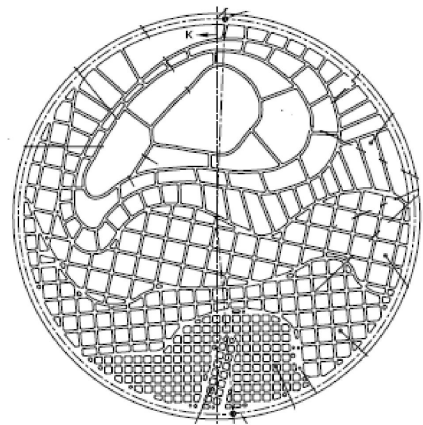


Пример изменения соотношения между интенсивностью пульсаций ε и параметром окружной неоднородности $\Delta\sigma_0$ по каналу за интерцептором в зависимости от $\text{Линт}/D_0$ при $q(\lambda_{\text{вх}}) = 0,7$, $\square_{\text{Финт}} = 0,3$

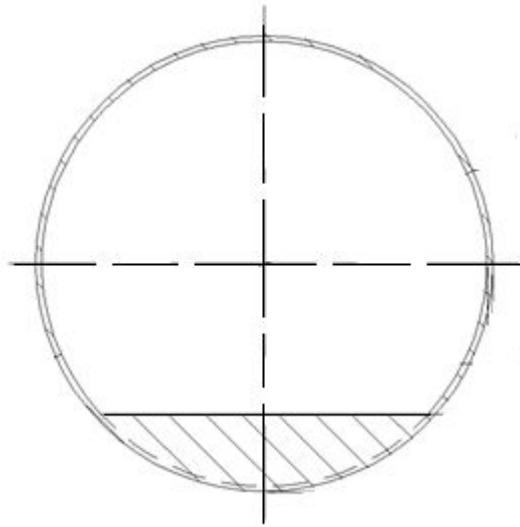
При моделировании интегральных характеристик неоднородного потока по заданным величинам параметров W и $q(\lambda_{вх})$ и выбранному значению $\square_{Линт}$ (на практике принимается $\square_{Линт}=2$), используя зависимость $W=f(\square_{Финт}, q(\lambda_{вх}))$, в зависимости от величины $q(\lambda_{вх})$ определяется относительная площадь интерцептора $\square_{Финт}=\square_{Финт}/F_0$.



Пример определения потребной площади интерцептора, определённой по заданному значению параметра суммарной неравномерности ($\square_{Линт}/D_0=2,0$), обеспечивающего требуемый уровень суммарной неоднородности W .



Эскиз сеточного имитатора для имитации стационарной неравномерности



Пример пластинчатого интерцептора для имитации неоднородности потока в канале св/зв. воздухозаборника $\square_{Финт}=15,4\%$

Автономные испытания основной камеры сгорания

Научно-технический уровень ОКС и ФК определяется:

- Эффективностью и устойчивости горения топлива,
- Тепловым состоянием конструкции,
- Гидравлическими потерями,
- Габаритно-массовыми параметрами.

Кроме того, также учитываются также:

- Высотность запуска,
- Равномерность поля температуры газа на выходе,
- Отсутствие виброгорения и дымления,
- Уровень выброса загрязняющих атмосферу веществ,
- Максимальное давление топлива в системе топливопитания,
- Степень надежности,
- Свойства и наличие материалов, из которых может быть изготовлена камера.

Испытания основной камеры сгорания (КС) проводят либо на специальных автономных стендах, либо в составе газогенератора или двигателя. Допускается часть автономных испытаний основных КС проводить на отсеках. На отсеке могут быть получены предварительные данные о форме радиальной и окружной неравномерностей в выходном сечении камеры, заторможенного потока в выходном сечении, температуры стенок камеры сгорания. Отбирают пробы газа в выходном сечении для определения коэффициента полноты сгорания (η_r) и содержания загрязняющих веществ.

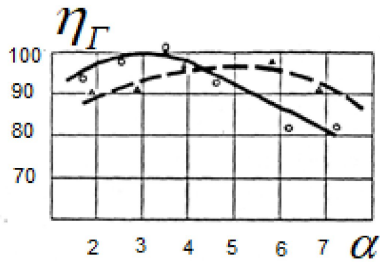
Проводимые при доводке камеры сгорания исследования направлены также на определение:

- зависимости полноты сгорания от коэффициента избытка воздуха $\alpha_{\text{КС}}$, температуры $T^*_{\text{к}}$ и полного давления воздуха $P^*_{\text{к}}$ на входе $T^*_{\text{к}}$ в камеру сгорания и других параметров, необходимых для разработки методики оценки температуры газа при последующих испытаниях двигателя;
- зависимости величины максимальной температуры секции системы охлаждения стенок жаровой трубы $T_{\text{w max}}^*$ и неравномерности температур $T_{\text{w max}}^* - T_{\text{w min}}^*$ от $\alpha_{\text{КС}}$ и $\lambda_{\text{к}}$ на режимах с максимальным эксплуатационным значением $T_{\text{w max}}^*$ и соответствующему или близкому к максимальному значению полного давления в камере $p^*_{\text{к}}$.

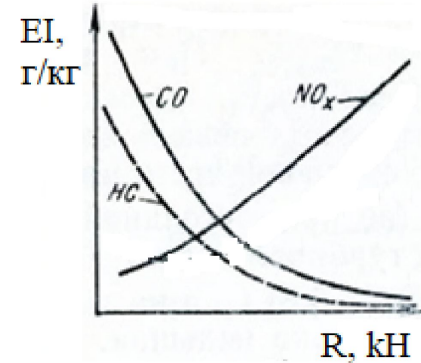
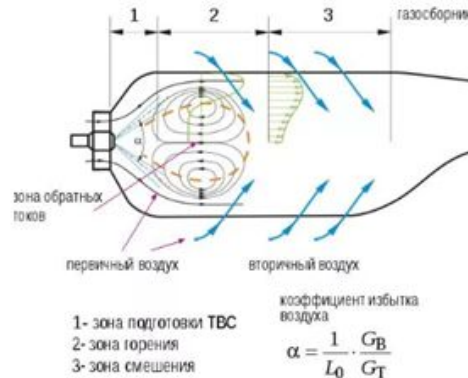
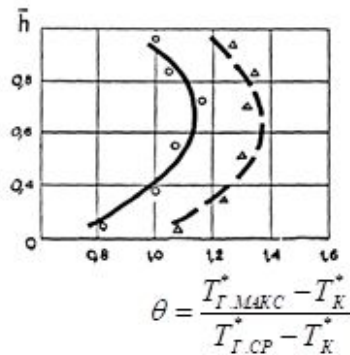
По результатам измерений при испытаниях камеры сгорания определяют:

- величину коэффициента восстановления давления заторможенного потока $\sigma_{\text{КС}}$ в зависимости от эксплуатационных значений $\lambda_{\text{к}}$ (коэффициента приведенной скорости) и $\alpha_{\text{КС}}$ (и коэффициента избытка воздуха);
- зависимость коэффициента избытка воздуха $\alpha_{\text{КС}} = G_{\text{в}} / (G_{\text{т}} \cdot 3600 \cdot L_{\text{о}})$ при срыве пламени как по «богатой» топливо-воздушной смеси по «бедной» границе зоны устойчивого горения и α_{max} от коэффициента скорости $\lambda_{\text{к}}$ и заторможенной температуры $T^*_{\text{к}}$ и полного давления $P^*_{\text{к}}$, соответствующих режиму «малого газа» и режимам сброса газа;
- область устойчивого горения и воспламенения топлива на режимах запуска двигателя в координатах $\alpha_{\text{КС}} - \lambda_{\text{к}}$ (W-скорость поторка в жаровой трубе) при эксплуатационных значениях параметров воздуха и топлива на входе в КС и поддержании соответствующих условий для системы зажигания.

Определяемые характеристик камер сгорания

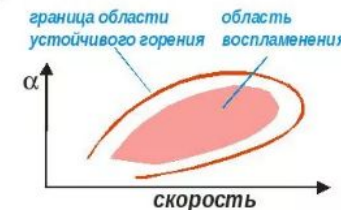


1. Полнота сгорания топлива - газодинамическим методом, а также анализом проб газа с помощью быстродействующих газоанализаторов



7. Эмиссионные характеристики выхлопных газов с помощью газоанализаторов.

8. Гидравлические характеристики (потери полного давления, распределение воздуха по тракту камеры, эпюры скоростей и полного давления и т.д.)- с помощью сканера C-170.



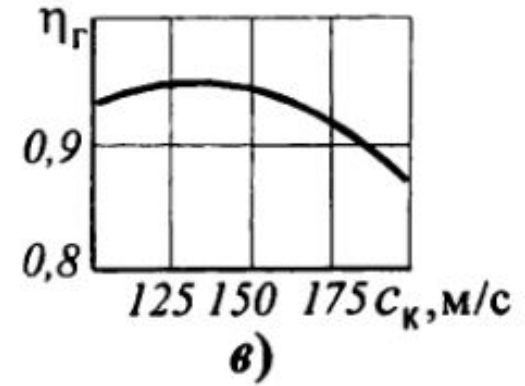
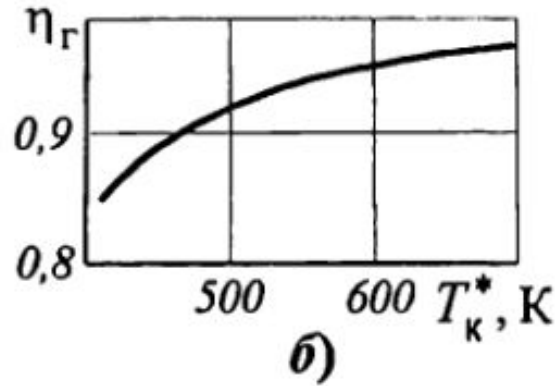
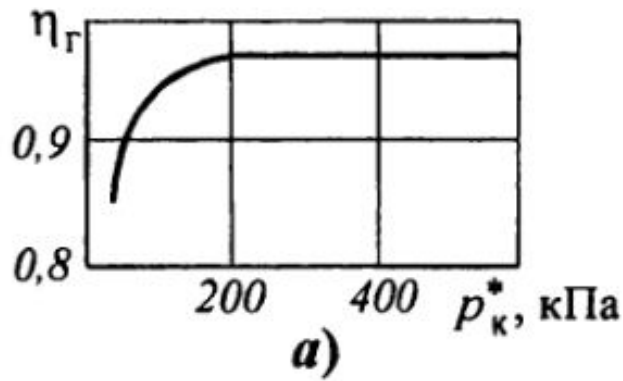
9. Характеристики запуска и диапазона устойчивой работы камер сгорания.

4. Дымление - фильтрационным методом.
5. Тепловое и напряженное состояние - с помощью пленочных термопар, термокрасок и тензометрирования.
6. Лучистые потоки тепла - радиометрами.

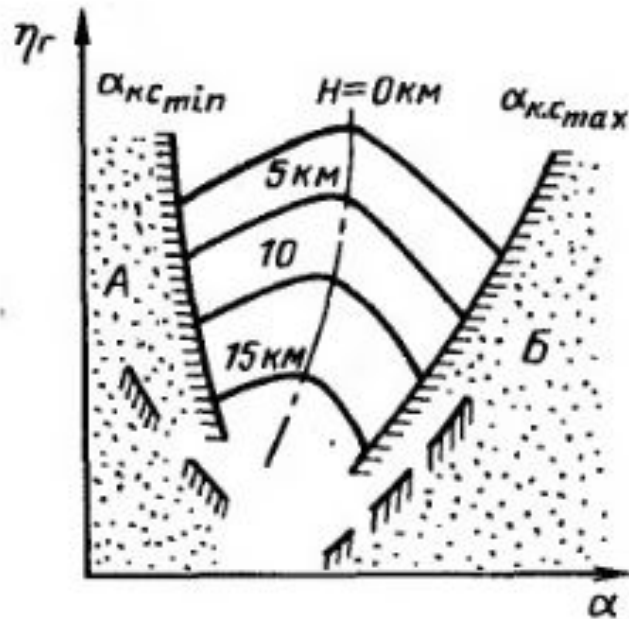
2. Поля температур газа в выходном сечении камеры (окружная и радиальная неравномерность) - с помощью высоко-температурных (до 1800...2000°C) термозондов, установленных на турели.

3. Пульсации давления газа и отсутствие виброгорения - с помощью датчиков типа ENDEVCO, Kulite, PCB, в т.ч. с волноводом и с записью сигналов на цифровые регистраторы.

Общие сведения о влиянии внешних эксплуатационных факторов на характеристики камеры сгорания



Зависимости коэффициента полноты сгорания η_γ от давления $P^*_к$ (а), температуры $T^*_к$ (б) и скорости потока воздуха на входе в камеру сгорания



Характеристика камеры сгорания:

А-зона срыва по богатой смеси,

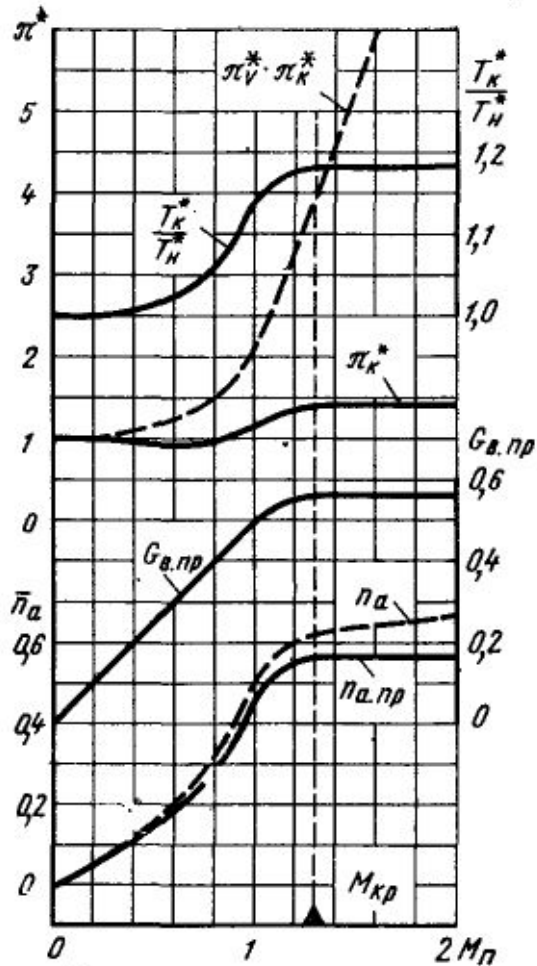
Б- зона срыва по бедной смеси,

--- · --- · --- - линия оптимальных режимов работы камеры сгорания,

----- - границы устойчивой работы камеры,

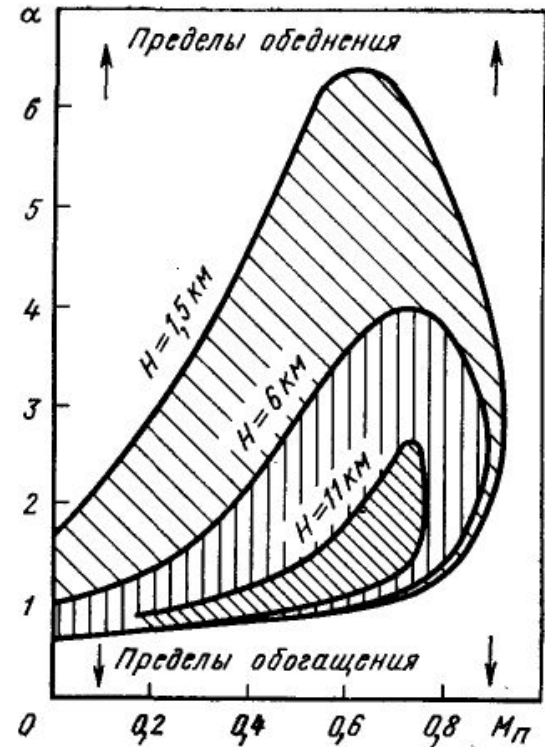
--- -- --- - границы устойчивой работы камеры сгорания при кислородной подпитке

Пусковые характеристики основной камеры сгорания



Зависимость параметров одновального ТРД от числа $M_{п}$ при авторотации.

(При достижении критического перепада давлений в сопле ТРД приведенная частота вращения ротора становится максимальной и постоянной)

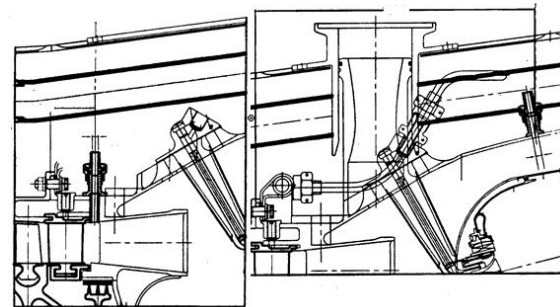
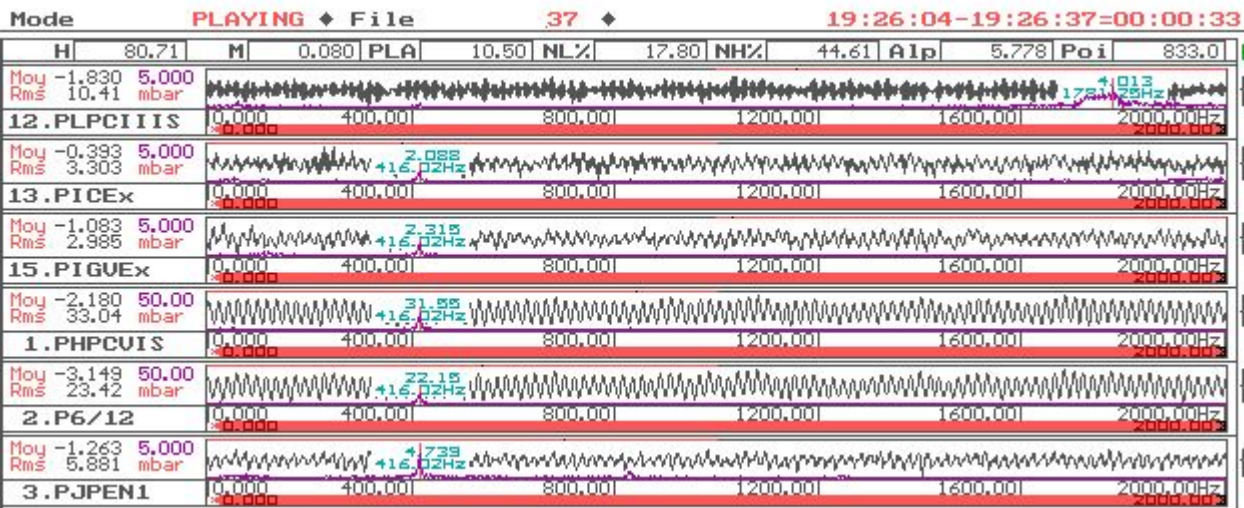


Пределы воспламенения топливо-воздушной смеси при запуске ТРД в зависимости от скорости и высоты полета

(Пределы по топливо-воздушной смеси по мере увеличения высоты полет существенно уменьшаются. Для обеспечения запуска применяется:

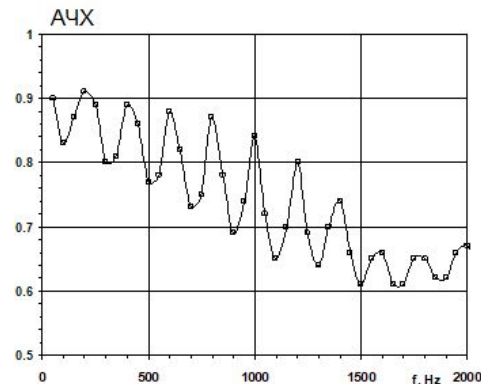
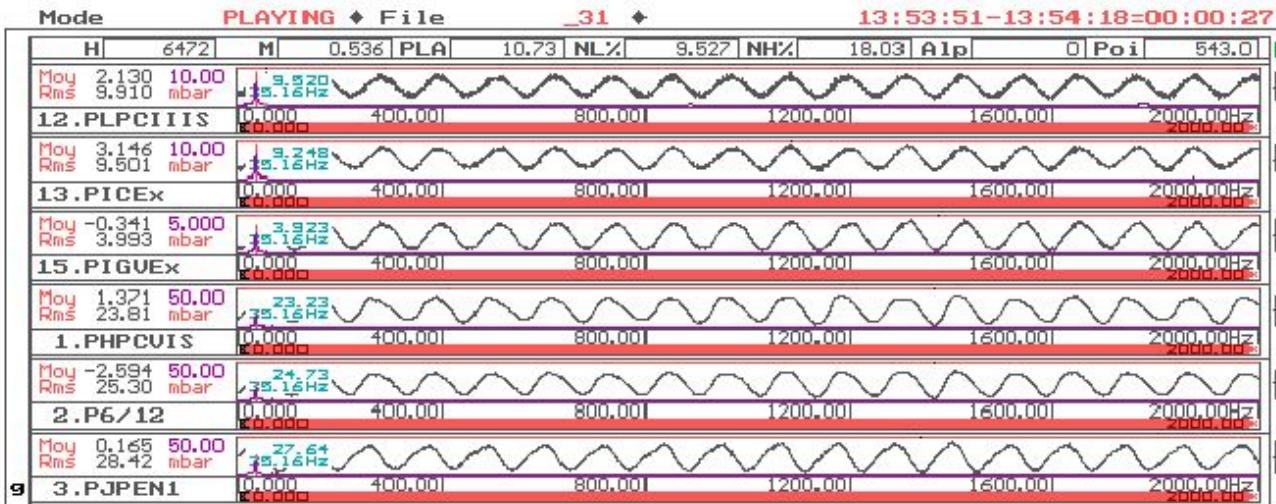
- Подкрутка ротора от стартера,
- Кислородная подпитка первичной зоны КС,
- «Забогачение» ТВС по коэффициенту $\alpha_{кс}$.)

Примеры измерения колебаний полного давления в ОКС опытного ТРДДф при испытаниях на высотном стенде



Колебания давления газа регистрировались в двух сечениях ОКС датчиками фирмы Kulite ХТЕН-10-190-100G на волноводах $L=30$ м с длиной приемного участка 0.8м. Внутренний диаметр волнопроводов равнялся 4 мм.

Узкополосные колебания газа в ОКС с $f = 416$ Гц на режиме малого газа в условии $H = 0, M = 0$.



АЧХ датчиков с воздушной линией при $P=755$ кПа.

Колебания газа в ОКС в момент возникновения помпажа в КНД ТРДДф на режиме «полетный малый газ» в условиях Н/М.

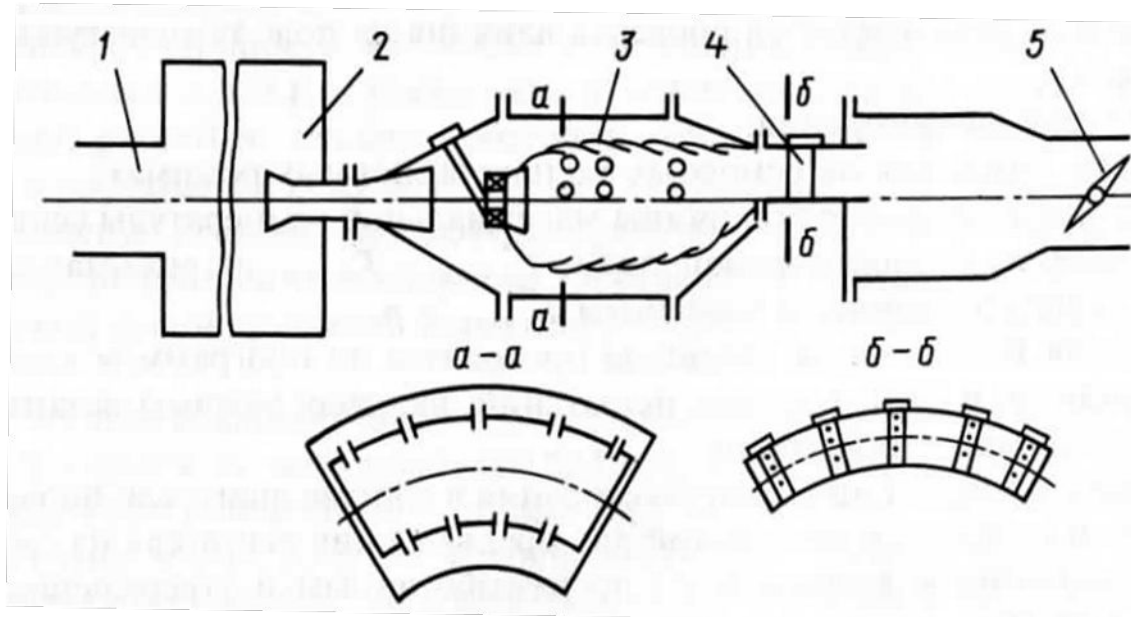


Схема установки для испытаний отсеков камер сгорания: 1 – подводящий воздухопровод; 2- ресивер; 3- испытуемый отсек; 4 — мерный участок; 5 — выходной дроссель

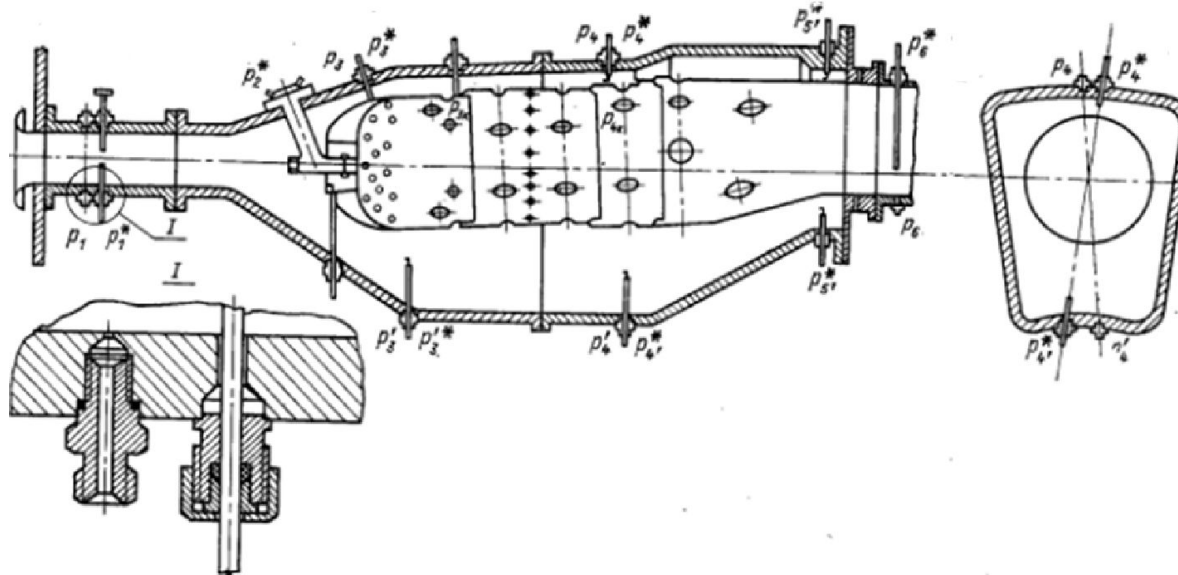
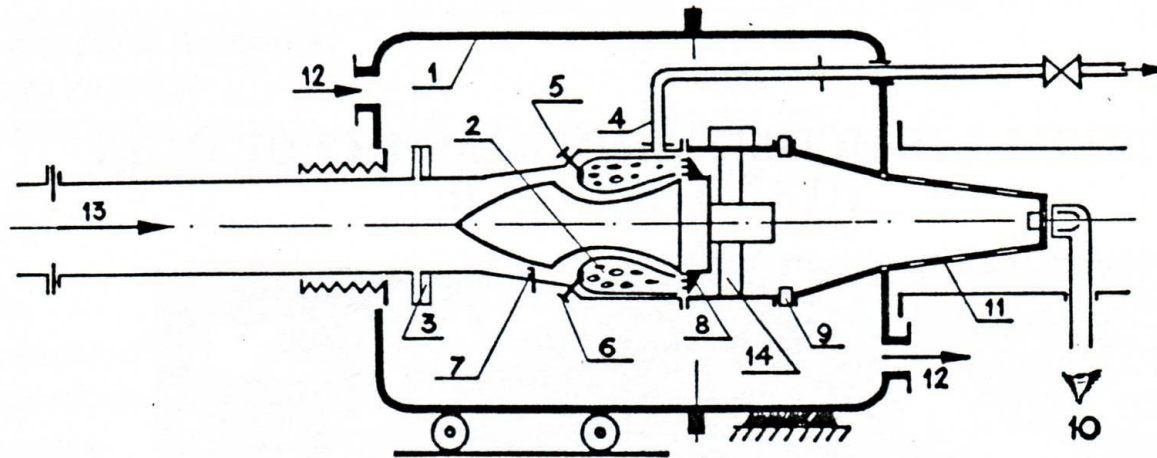
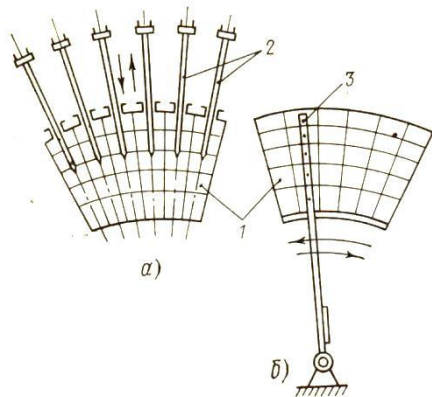


Схема препарирования отсека трубчато-кольцевой камеры сгорания для исследования гидравлических потерь давления

Стенд для испытаний полноразмерной основной камеры сгорания



1. Термобарокамера (ТБК)
2. Объект испытаний
3. Подача пара для создания условий повышенной влажности
4. Отбор воздуха из кольцевых каналов
5. Подача топлива
6. Подача кислорода
7. Приемники для измерения параметров
8. Приемники для отбора проб газа, измерения $P^*_{г}$, $T^*_{г}$
9. Впрыск охлаждающей воды
10. Система телеконтроля и наблюдения
11. Регулируемое дросселирующее устройство
12. Вентиляция в ТБК
13. Подача основного воздуха
14. Поворотный механизм (турель)



Расход воздуха, кг/с	≤ 60
Полное давление на входе в КС, кПа	$\leq 20 \dots 2000$
Температура торможения на входе, К	$250 \dots 1100$
Давление газа на выходе, кПа	$5 \dots 100$
Температура газа на выходе, К	≤ 2300

Схема измерений в выходном сечении экспериментальной камеры сгорания

а)- с радиально перемещающимися приборами,

б)- с поворотной охлаждаемой турелью

1- участки измерения, 2-индивидуальные приборы, 3- гребенки приборов

Испытания камер сгорания в составе двигателя

Проводят в стендовых условиях на этапе доводки двигателя и при этом определяются следующие основные характеристики:

- надежность воспламенения топлива и запуска двигателя во всех условиях, заданных ТЗ на двигатель и возможностями стенда;
- ресурс КС и ее тепловое состояние, в том числе и при нестационарных режимах работы двигателя;
- характеристики неравномерности поля температур перед сопловым аппаратом турбины, рекомендуется проверка влияния на поле температур наработки двигателя;
- отсутствие виброгорания;
- уровень дымления на основных эксплуатационных режимах;
- повторно проверяются величины максимальной температуры секций системы охлаждения стенок жаровой трубы $T_{w \max}^* - T_{w \min}^*$ на режимах с максимальным эксплуатационным значением T'_{\max} и $P^*_{k \max}$.

Испытания КС в составе двигателя проводятся по программам климатических испытаний, в ТБК и летных испытаний, включая режимы высотного запуска на летающей лаборатории.

Специальные испытания камеры сгорания в составе двигателя проводятся в соответствии с перечнем испытаний для предъявления двигателя на государственные испытания и выполняются по разработанным и утвержденным программам, методикам.

Испытания КС обязательно проводят на основном, резервном и альтернативном топливе.

При испытаниях ОКС в составе ГТД измеряется массовый расход воздуха:

$$G_{\text{в}} = \frac{m_{KR}}{\sqrt{R_B \cdot T_{CP}^*}} \int_{F_M} P^* \cdot q(\lambda) dF \quad G_B = \frac{m_{KR} \cdot P}{\sqrt{R_B \cdot T_{CP}^*}} \int_{F_M} y(\lambda) dF$$

Коэффициент избытка воздуха в камере сгорания: $\alpha = \frac{G_{B.KC}}{G_T L_0}$, где:

$$G_{B.KC} = G_B$$

— от

от

в

— секундный расход воздуха через двигатель,

ΔG_{OTB} – количество воздуха, отбираемого от компрессора на охлаждение турбины, на самолетные нужды и пр.,

ΔG_{YT} – утечки воздуха из-за компрессора.

L_0 – теоретически необходимое количество воздуха, требуемое для для полного сгорания 1 кг. топлива

$\sigma_{КС} = P_{Г.СР}^* / P_{К.СР}^*$ – коэффициент восстановления полного давления в КС

$\sigma_{КС} = 1 - a \cdot \lambda_K^2$ – зависимость коэффициента $\sigma_{КС}$ от коэффициента приведенной скорости

$\eta_{Г} = \frac{i_{Г}^* - i_{К}^*}{Q} = \frac{G_{Г} \cdot T_{СР} - C_{Г} \cdot T_{СР} - C_{В} \cdot T_{РВ} - C_{Т} \cdot T_{РТ}}{Q}$ – коэффициент полноты сгорания топлива

Коэффициент полноты сгорания топлива определяется при нескольких значениях коэффициента избытка воздуха $\alpha_{КС}$, давления и температуры потока воздуха на входе в камеру сгорания.

Коэффициент полноты сгорания топлива может также определен по результатам газового анализа:

$$\eta_{Г} = 1 - \frac{Q_{ХИМ}}{H_U} = 1 - \frac{Q_{CO} + Q_{H_2} + Q_{CH_4} + Q_{C_2H_4}}{H_U},$$

$Q_{ХИМ}$ – общая теплота продуктов неполного сгорания, определяемая по их объемным долям в анализируемой пробе. Сумма объемных долей всех углеродосодержащих газов, определяемая по результатам газового анализа:



Теплота каждой из горючей составляющих, входящих в состав продуктов сгорания:

$$\alpha_{CO} = 4860 \frac{CO}{CO_{2ПОЛН}}$$

$$\alpha_{H_2} = 4060 \frac{H_2}{CO_{2ПОЛН}}$$

$$\alpha_{H_4} = 13620 \frac{H_4}{CO_{2ПОЛН}}$$

$$\alpha_{CO} = 21500 \frac{C_n O_m}{CO_{2ПОЛН}}$$

Для одной из камер сгорания отобранные из одного сечения для режима $\alpha=4,5$ продукты сгорания имели следующий состав в объемных долях:

$$CO_2 = 11,8...11,5\%, O_2 = 0,4...0,2\%, CO_2 = 4,4...4,5\%$$

$$H_2 = 2,5...1,5\%, CH_4 = 0,5\%, C_n H_m = 0,2...0,1\%$$

$$Q_{НО} = 474,85 \text{ ккал/кг}, Q_{СН_2} = 398 \text{ ккал/кг}, Q_{СН_4} = 628 \text{ ккал/кг}$$

Коэффициент полноты сгорания топлива по полученным данным состава продуктов сгорания : $\eta_r = 0,77$.

По измеренным полным давлениям и заторможенным температурам строятся круговые диаграммы для определения окружной и радиальной неравномерности.

Среднее полное давление и заторможенная температура на выходе из камеры сгорания определяются как среднеарифметическое из измерений на всех поясах:

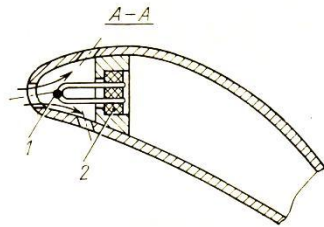
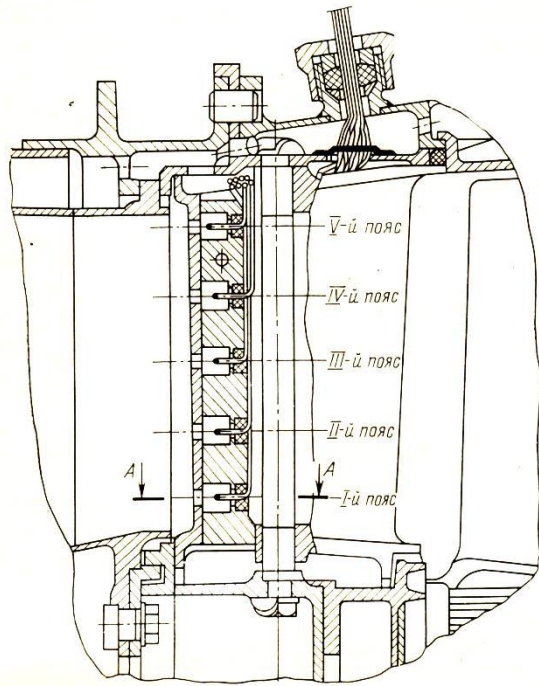
$$P_{Г.СР}^* = \frac{\sum_{i=1}^n \sum_{k=1}^m P_{Г.ik}^*}{n \cdot m}, \quad T_{Г.СР}^* = \frac{\sum_{i=1}^n \sum_{k=1}^m T_{Г.ik}^*}{n \cdot m},$$

где: n- количество поясов измерений, m- количество точек измерения в поясах.

Местная неравномерность температурного поля

$$\theta = \frac{T_{Гi}^* - T_{К}^*}{T_{Г}^* - T_{К}^*}, \text{ где:}$$

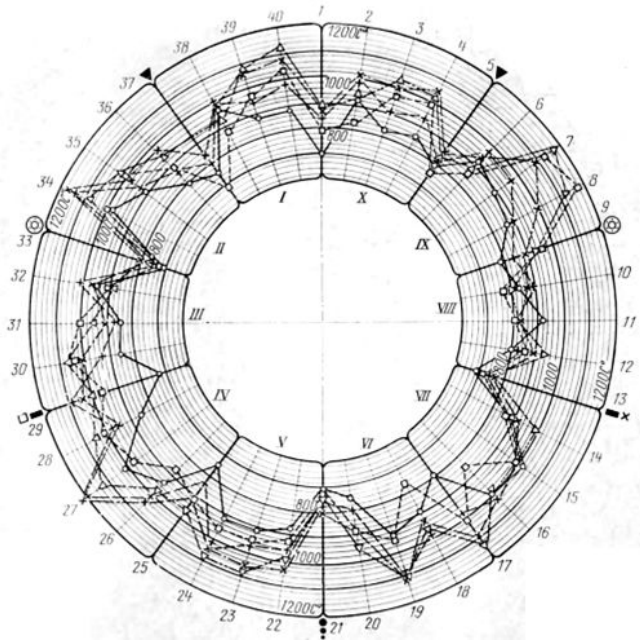
- $T_{Гi}^*$ - местная температура газа,
- $T_{Г}^*$ - среднemasсовая температура газа,
- $T_{К}^*$ - среднemasсовая температура воздуха за компрессором



Препарировка лопатки соплового аппарата турбины ГТД при стендовых испытаниях с целью определения поля температуры газа перед турбиной.

- 1- контакты термопары встык,
- 2- электрическая и тепловая изоляция.

Максимальная неравномерность температуры газа перед турбиной отмечается на режимах работы ОКС ГТД с минимальным коэффициентом избытка воздуха $\alpha_{окс} = \min$



$$T_{Г.ср.n}^{*m} = \frac{\sum_{i=1}^n T_{Г.i}^{*m}}{n}$$

-среднее поясное значение температуры, n-количество точек измерения в поясе m

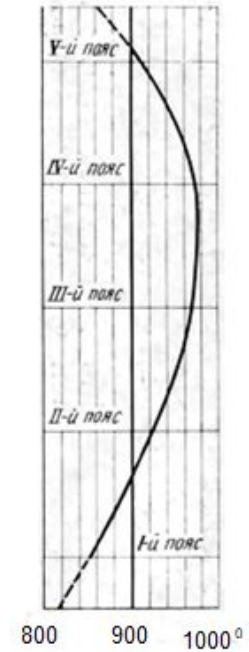


Диаграмма температурного поля перед турбиной (круговая диаграмма)

(радиальная эпюра температур)

Максимальная величина неравномерности температуры:

$$\theta = \frac{T_{Г.МАКС}^* - T_K^*}{T_{Г.СР}^* - T_K^*}$$

Пример. У одного ТРДДФ основная камера сгорания 1-й редакции имела:

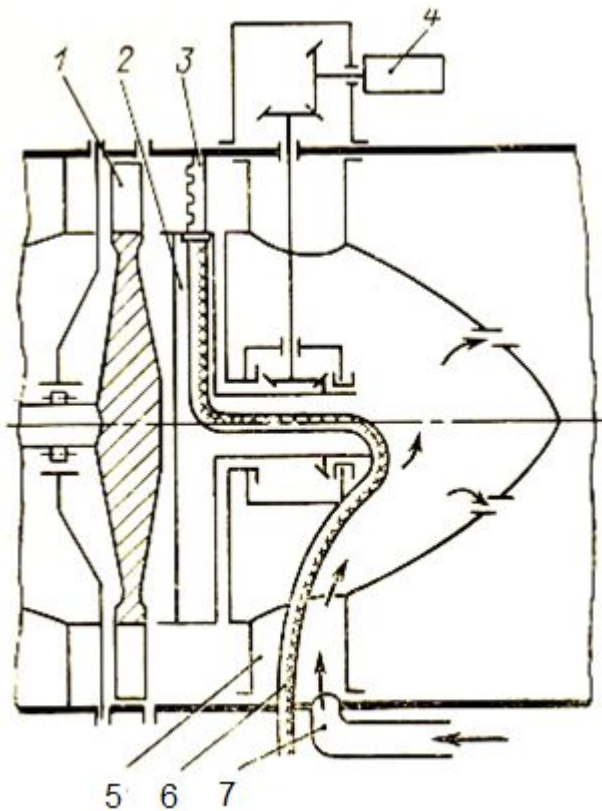
$T_{г.ср}^* = 1700\text{K}$, $T_K^* = 850\text{K}$ и $\theta = 1,5$. Это означало, что максимальная величина $T_{г.макс}^*$:

$$T_{г.макс}^* = T_K^* + \theta (T_{Г.СР}^* - T_K^*) = 850 + 1,5 \cdot (1700 - 850) = 2150\text{K}$$

После проведенной доводки ОКС неравномерность температуры была понижена до $\theta = 1,2$. В результате этого максимальная температура газа перед турбиной составила:

$$T_{г.макс}^* = T_K^* + \theta (T_{Г.СР}^* - T_K^*) = 850 + 1,2 \cdot (1700 - 850) = 1870\text{K}$$

Таким образом, максимальная величина $T_{г.макс}^*$ была уменьшена на 255K.



В ряде случаев, когда нет специально препарированного технологического соплового аппарата (СА) турбины ГТД в ряде случаев оценку неравномерности температурного поля производят по измеренному температурному полю за турбиной.

Для этого применяется технологическая проставка, устанавливаемая за турбиной.

На поворотном диске устанавливаются термогребенки с термопарами, установленными по всей высоте пера рабочей лопатки.

Диск с термопарами при работе ГТД на установившемся режиме последовательно поворачивается на определенную величину угла или непрерывно медленно вращается с учетом тепловой инерции термопары.

Технологическая проставка для определения поля температуры газа за турбиной ГТД

- 1 - турбина,
- 2 - поворотный диск,
- 3- гребенка термопар,
- 4 - привод поворотного диска,
- 5 - пилон,
- 6 - провода от термопар,
- 7 - подвод охлаждающего воздуха

При оценке неравномерности поля температуры газа в выходном сечении ОКС определяются зависимости максимальной величины этой неравномерности от α_{KC} и коэффициента форсирования K_v :

$$\theta_{\max} = f(\alpha_{KC})$$

$$\theta_{\max} = \mathcal{K} \left(v = \frac{G_B}{P_K^{1,25} T_K^* D^3} \right) \quad :$$

G_B - расход воздуха, кг/с., P_K -давление в ОКС, мПа., T_K^* - температура за компрессором К.,
 D - диаметр жаровой трубы, м.

Оценка дымления и выбросов загрязняющих атмосферу веществ (эмиссия)

Определяются зависимости индекса эмиссии выхлопных газов ОКС двигателя в условиях $H=0$, $M=0$:

$$EI \neq f \left(\begin{matrix} * \\ K \end{matrix}, \begin{matrix} * \\ K \end{matrix}, \lambda_K, \alpha_{KC} \right), \quad /$$

Оценка эмиссии окиси углерода и углеводородов EI проводится на режимах вблизи «малого газа».

Оценка эмиссии окиси азота EI проводится на режимах с максимальными значениями давления P^*_k в ОКС.

Определяются зависимости индекса дымности выхлопных газов ОКС двигателя в условиях $H=0$, $M=0$:

$$BN \neq f \left(\begin{matrix} * \\ K \end{matrix}, \begin{matrix} * \\ K \end{matrix}, \lambda_K, \alpha_{KC} \right)$$

Число дымности SN - это безразмерная величина, характеризующая уровень эмиссии дыма на основании загрязнения фильтра эталонной массой пробы выхлопного газа, которая измеряется по шкале в пределах от 0 до 100. У двигателей, изготовленных после 1.01.1983г. число дымности не должно превышать величины:

$SN = 83,6 (P_0)^{-0,274}$, если их взлетная тяга $P_0 > 6,53$ кН; $SN = 50$, если $P_0 < 6,53$ кН. Это действующие на настоящее время нормы.

Автономные испытания форсажной камеры ГТД, испытания в составе ГТД

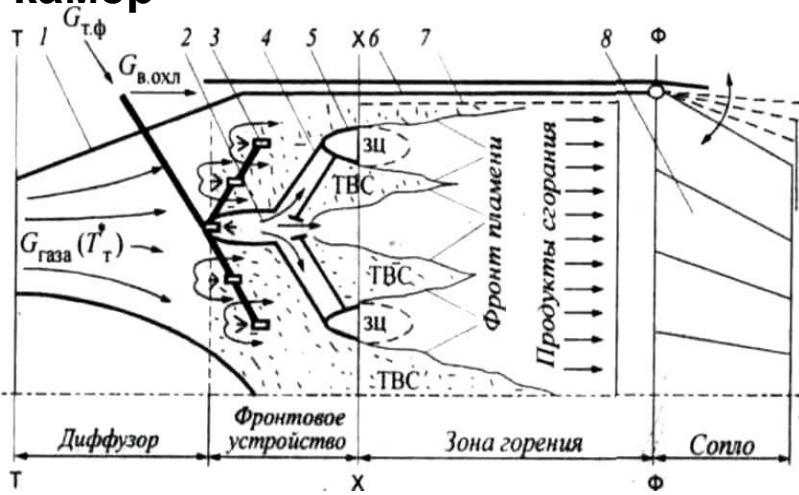
Форсажная камера устанавливается за последней ступенью турбины двигателя и служит для дополнительного сжигания топлива за турбиной, благодаря чему повышаются теплосодержание газов, скорость их истечения и тяга двигателя.

На вход в форсажную камеру подается смесь продуктов сгорания основной камеры, прошедших турбину, и воздуха, поступающего из внешнего контура двигателя и возвращаемого в проточную часть из системы охлаждения турбины. Состав смеси в форсажной камере близок к стехиометрическому, коэффициент избытка воздуха составляет $\alpha_{\Sigma} = 1,1 \dots 1,3$, поэтому температура в зоне горения достаточно высока – до 2050...2200 К.

Конструкция элементов форсажной камеры должна обеспечивать:

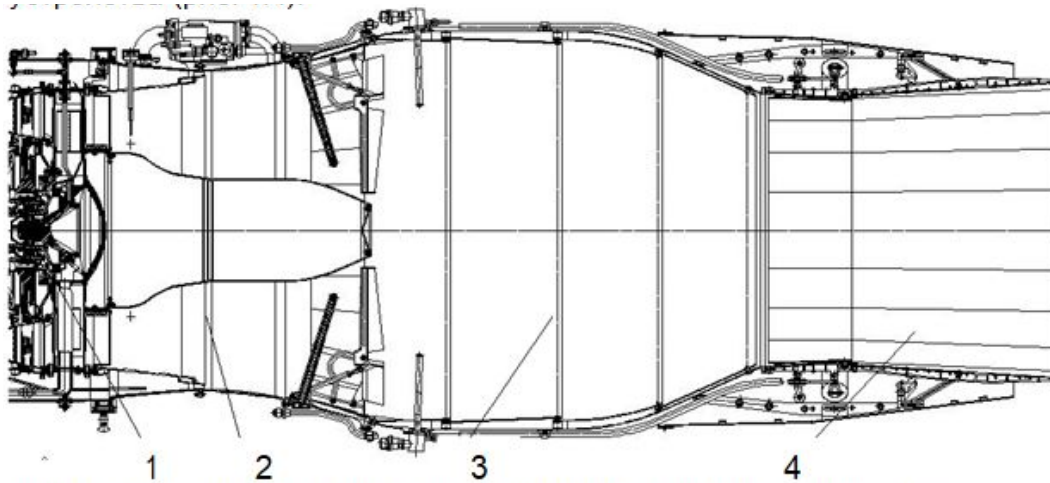
- устойчивое горение топлива на всех эксплуатационных режимах полета самолета (потребный диапазон устойчивой работы по составу смеси – от $\alpha_{\Sigma \min} = 0,7 \dots 0,9$ до $\alpha_{\Sigma \max} = 2,0 \dots 2,5$);
- надежный запуск камеры во всем диапазоне высот и скоростей полета, разрешенном для включения форсажа;
- отсутствие влияния работы форсажной камеры на работу турбокомпрессора двигателя;
- исключение перегрева лопаток турбины при включении и выключении форсажа и при работе форсажной камеры;
- минимальные гидравлические потери на всех режимах работы двигателя и минимальные тепловые потери на режимах форсирования;
- минимальную массу форсажного устройства;
- наиболее плавное нарастание и уменьшение тяги двигателя без скачков и «провалов» при перемещении рычага управления двигателем в диапазоне от бесфорсажных режимов до режима полного форсирования, благодаря чему облегчается пилотирование самолета.

Некоторые конструктивные особенности и рабочий процесс форсажных камер

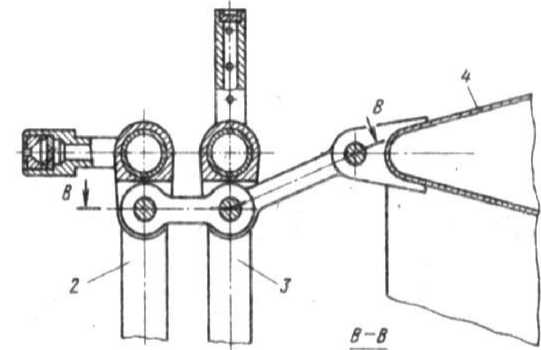


1-диффузор; 2- форкамера; 3-топливные форсунки; 4- пламеперебрасывающий уголок; 5- V-образный стабилизатор пламени; 6-корпус камеры; 7-антивибрационный экран; 8 - створки регулируемого сопла; ЗЦ-зона циркуляции, ТВС – топливовоздушная смесь

Типичная схема организации горения топлива в форсажной камере



Форсажная камера и реактивное сопло ТРДДФ:
1 – турбина; 2 – фронтное устройство; 3–камера сгорания; 4– регулируемое сопло



Стабилизатор пламени с двумя каскадами топливных коллекторов: 1–труба подвода топлива к коллектору; 2– коллектор 1-го каскада; 3–коллектор 2-го каскада; 4– стабилизатор пламени.

Задачи испытаний форсажных камер в основном аналогичны рассмотренным выше задачам исследования основных камер сгорания (исключая исследования полей температур газа на выходе), и поэтому принципы устройства экспериментальных стендов и применяемые методы измерений близки. Конкретные же конструктивные решения и рабочие параметры стендов могут существенно отличаться. Так, при исследовании форсажных камер ТРДФ на входе в камеру подогрев воздуха осуществляется путем сжигания топлива (газовый подогреватель). В случае камеры сгорания ТРДДФ дополнительно подводится воздух, имитирующий поток внешнего контура. Подогрев его происходит в теплообменнике.

Специфическими вопросами исследования и доводки прямоточных камер сгорания являются обеспечение высоких значений η_r при составах топливо-воздушной смеси, близких к стехиометрическим ($\alpha_s=1,1\dots 1,2$), и предотвращение вибрационного горения. Для получения высоких значений η_r необходимо тщательное распределение топлива по сечению форсажной камеры с учетом местных значений скоростей и концентраций кислорода. Обычно это достигается путем подбора расхода топлива через каждый из концентрических коллекторов, устанавливаемых перед фронтальным устройством (три-четыре коллектора). При этом целесообразно применение методов теории планирования эксперимента (например, симплекс-метода).

При исследовании вибрационного горения необходимо измерять пульсации давления, которые могут характеризоваться широким диапазоном изменения частот и амплитуд. Поэтому в этом случае тщательно контролируются динамические характеристики измерительных каналов и первичных преобразователей, которые подвергаются индивидуальной градуировке. Для устранения вибрационного горения могут также оказаться необходимыми исследования процессов смесеобразования, газодинамики проточной части камеры, в особенности вблизи фронтального устройства, с целью выявления и устранения отрывных зон и неустойчивостей течения.

Процесс испытаний и доводки ФК, как правило, ведется на специальных узловых стендах и на полноразмерном двигателе.

При испытаниях ФК снимаются те же характеристики, что и у основных КС. Так как ФК работает при более высоких температурах, к тепловой защите элементов конструкции предъявляются более жесткие требования и, соответственно, доводка этих элементов более сложная.

В ФК часто наблюдается вибрационное горение, которое за очень короткое время приводит к усталостным поломкам элементов конструкции. Вибрационное горение подавляется применением в конструкции ФК антивибрационного экрана с гофрами и отверстиями.

Потери полного давления в ФК при горении определяют как $\sigma_{\text{ФК}} = f(\lambda_{\text{мид}})$ при $\alpha_{\text{ФК}} = \alpha_{\text{р}}$ и $\sigma_{\text{ФК}} = f(\alpha_{\text{ФК}})$ при $\lambda_{\text{мид}} = \lambda_{\text{р}}$, где $\lambda_{\text{р}}$ - расчетное эксплуатационное значение коэффициента скорости, $\alpha_{\text{ФК}}$ - расчетное эксплуатационное значение коэффициента избытка воздуха.

Проверка границ срыва пламени по «богатой» и «бедной» топливовоздушной смеси в ФК производится с соответствующим увеличением и уменьшением расхода топлива в форсажной камере.

Испытания ФК должны проводиться на режимах с максимальной скоростью и с минимальным давлением и температурой окружающей среды $t_{\text{н}}$ с ее отклонением на 20К по нижнему пределу.

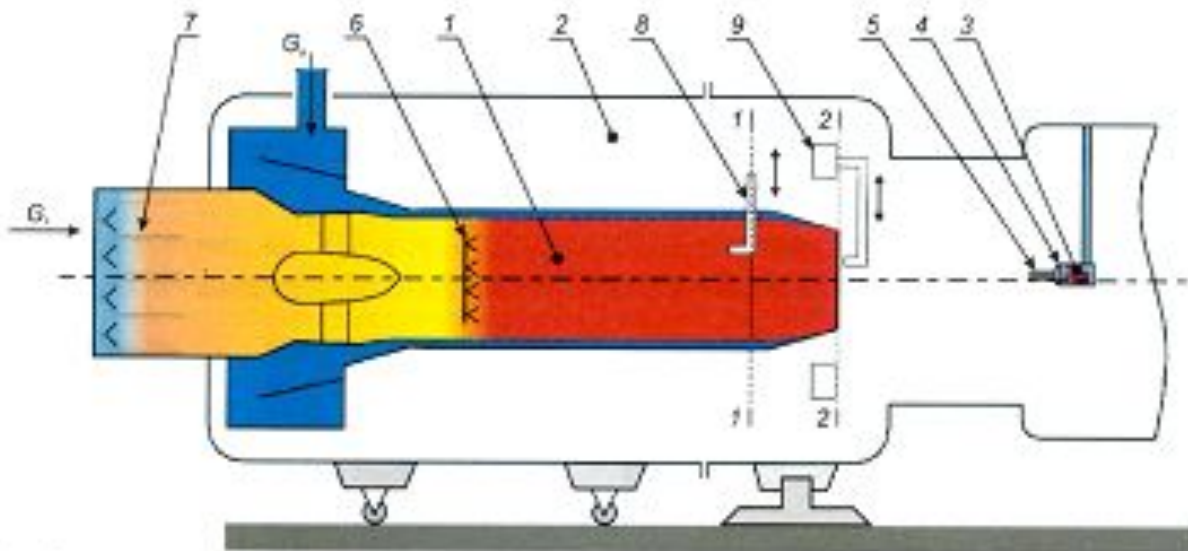
Испытания ФК проводятся в условиях, соответствующих наибольшей теплонапряженности, максимальным значениям давления и температуры газа на входе в ФК.

ФК может быть признана пригодной, если уровень амплитуды регулярных (СКО-RMS) колебаний в ФК не превышает заданные значения продольных и продольно-поперечных мод.

Оценка полноты сгорания топлива в ФК осуществляется по определяемой зависимости вида:

$$\eta_{\text{ФК}} = f(\alpha_{\Sigma})$$

Стенд ЦИАМ для автономных испытаний полноразмерных форсажных камер ТРДФ и ТРДДФ



- 1-форсажная камера
- 2-барокамера стенда
- 3-видеокамера
- 4 кварцевое стекло
- 5- охлаждение смотрового окна
- 6-фронтное устройство ФК
- 7- газовый подогреватель
- 8- перемещаемый зонд отбора проб
- 9- турель с перемещаемым зондом

Параметры стенда для испытаний ФК

Внутренний воздушный контур

Расход воздуха $G_{в1}$, кг/с 5...200

Давление воздуха $P_{в1}^*$, кПа 20...900

Температура воздуха $T_{в1}$, К 215...550

Температура газа

(после газового подогревателя) $T_{г1}$, К 1500

Наружный воздушный контур

Расход воздуха $G_{в2}$, кг/с 2...60

Давление воздуха $P_{в2}^*$, кПа 0,2... 1200

Температура воздуха $T_{в2}$, К 250...750

Система подачи топлива

Расход $G_{т}$, кг/с 0,003...12

Давление $P_{т}$, кПа 3...100

Температура* $T_{т}$, К 230...470

Чистота, мк 10

Число независимых линий подачи 10

АИИС (число измерительных каналов)

Давление газа 350

Давление жидкости 30

Температура 290

Расход жидкости 20

Пульсации давления газа 10

АСУ ТП (скорость изменения)

Расход воздуха, кг/с/с 0,2

Давление воздуха, кПа/с 0,2

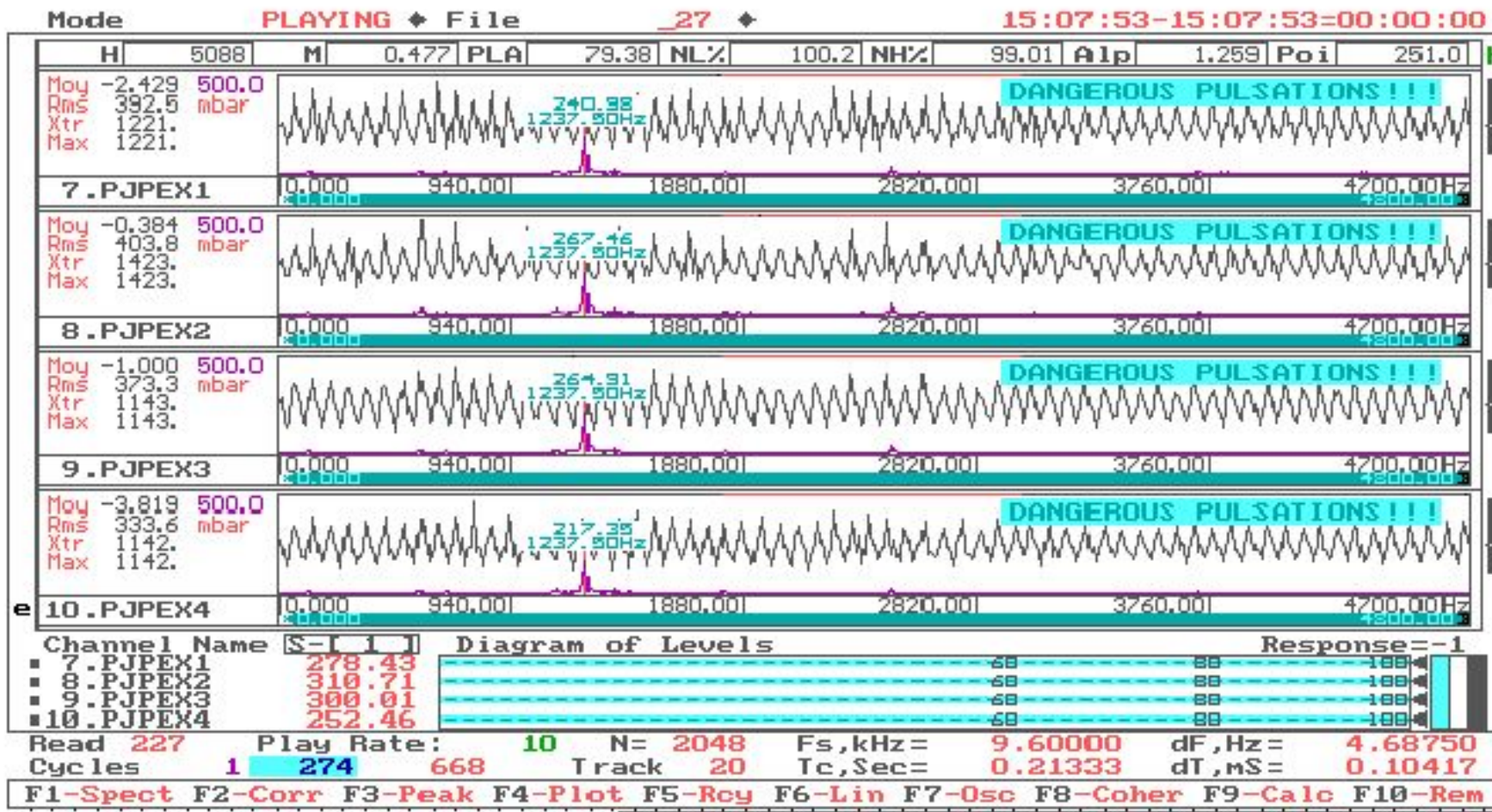
Температура воздуха, К/с 2

Расход топлива, кг/с/с 0,05

Температура топлива, К/с 2

Исследование вибрационного горения в форсажной камере в составе ТРДДФ на высотном стенде

Применялись датчики колебаний давления фирмы Kulite ХТЕН-10-190-100G установленные внутри коротких трубок на огневой поверхности экранов в двух сечениях камеры



Осцилограмма. Неустойчивый режим высокочастотного виброгорения в ФК в условии Н/М
 Max RMS ($\sigma[5-4800 \text{ Hz}]/P^*_{T}$) = **19.4%** при $f = 1242 \text{ Hz}$, $P^*_{T} = 1.721 \text{ bar}$

Испытания автономных турбин

Цели испытаний автономных турбин

1. Определение газодинамической эффективности турбины
2. Сбор информации по параметрам среды в проточной части турбины для последующей верификации расчетных методов
3. Определение влияния охлаждающего воздуха
4. Исследование влияния числа Рейнольдса
5. Исследование влияния турбулентности на входе в турбину
6. Оценка влияния камеры сгорания на газодинамическую эффективность турбины
7. Оценка эффективности системы автоматического управления радиальными зазорами (САУРЗ)

При автономных испытаниях турбин основными задачами являются получение их характеристик в широком диапазоне определяющих режимных и эксплуатационных параметров, а также исследования прочности и теплового состояния лопаток и дисков.

Стенды для испытаний турбин

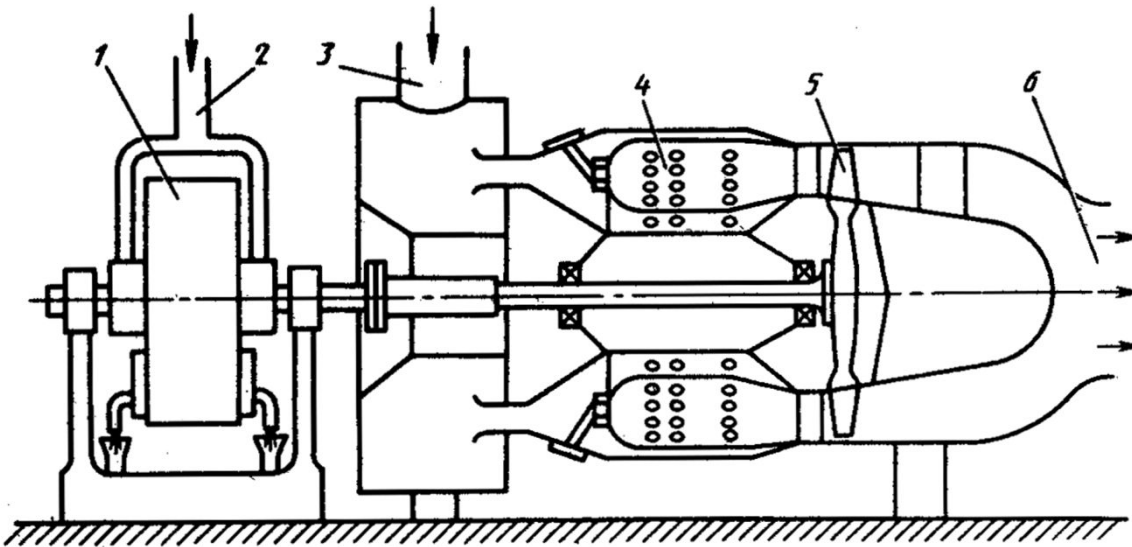
Развитие высокотемпературных ГТД с охлаждаемыми турбинами базируется на решении комплекса проблем, среди которых главные:

- выбор и конструктивное решение схемы охлаждения лопаток соплового аппарата и рабочих колес турбины;
- выбор и конструктивное решение системы охлаждения;
- выполнение теплового и гидравлического расчетов охлаждения турбины;
- прочностной расчет элементов турбины;
- разработка технологии изготовления турбины.

На рисунке приведена схема стенда для испытаний турбин в натуральных условиях.

Схема стенда для испытаний турбин в натуральных условиях.

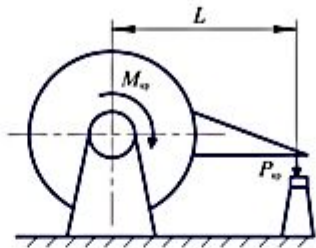
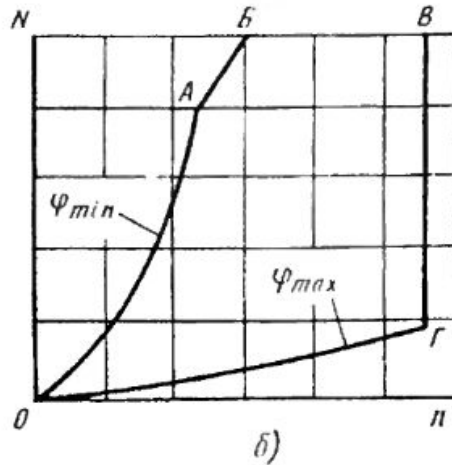
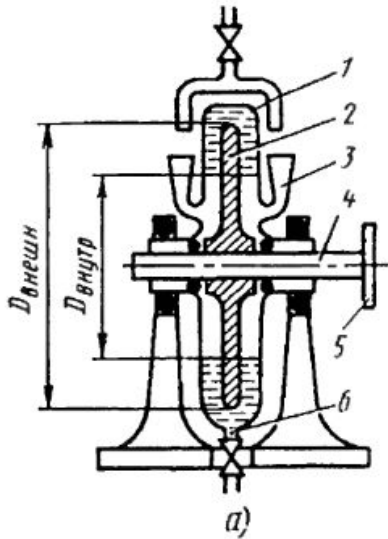
1- гидротормоз, 2- ресивер подвода сжатого воздуха, 3- камера сгорания, 4- испытываемая турбина



Воздух к стенду подается от стендового компрессора по трубопроводу 3, подогрев воздуха производится в камере сгорания 4, мощность турбины поглощается гидротормозом 1. В отличие от ГТД на автономном турбинном стенде может быть получено все поле характеристик, т.к. в этом случае можно задавать на входе

любые значения параметров $P^*_г$, $T^*_г$, G_g с учетом ограничений, а обороты ротора турбины изменять нагрузкой гидротормоза. Наибольшие затраты энергии потребуются для привода компрессора и съема мощности будут необходимы для имитации условий работы турбины в составе ГТД при наддуве на входе.

Некоторые особенности работы поглатителя мощности - гидротормоза



$$M_{КР} = P \cdot L$$

Гидротормоз и его нагрузочная характеристика
 А-схема гидротормоза, Б—типовая нагрузочная
 Характеристика

1-корпус, 2-диск, 3- патрубок подвода воды,
 4-вал, 5-муфта, 6-патрубок отвода воды,
 Dвнешн-диаметр диска, Dвнутр-уровень воды,
 N-мощность, n-частота вращения диска 5,
 $\phi = D_{внутр} / D_{внешн}$. (Принято $D_{внутр} \geq 0,5 \cdot D_{внешн}$.)

Вал 4 испытываемой турбины с помощью муфты 5 соединяется с гидротормозом. Для поглощения большой мощности гидротормоз может содержать несколько дисков 2.

Изменяя расход воды, можно получить любую точку ОАБВГО.

Точка «А» соответствует максимальному крутящему моменту, точка «Б» соответствует максимальной отбираемой мощности, точка «В» соответствует максимальной частоте вращения вала 4.

Погрешность измерения крутящего момента может достигать $\pm(0,1 \dots 0,3)\%$.

$$N_{вт} = \frac{M_{КР} \times n}{9549}, \quad \text{- поглощаемая гидротормозом мощность}$$

где: Mкр, Н·м, n- об/мин

Перед началом испытаний проводится калибровка системы измерения крутящего момента гидротормоза.

Для испытаний турбины в высотных условиях применяются стенды , работающие на просасывание.

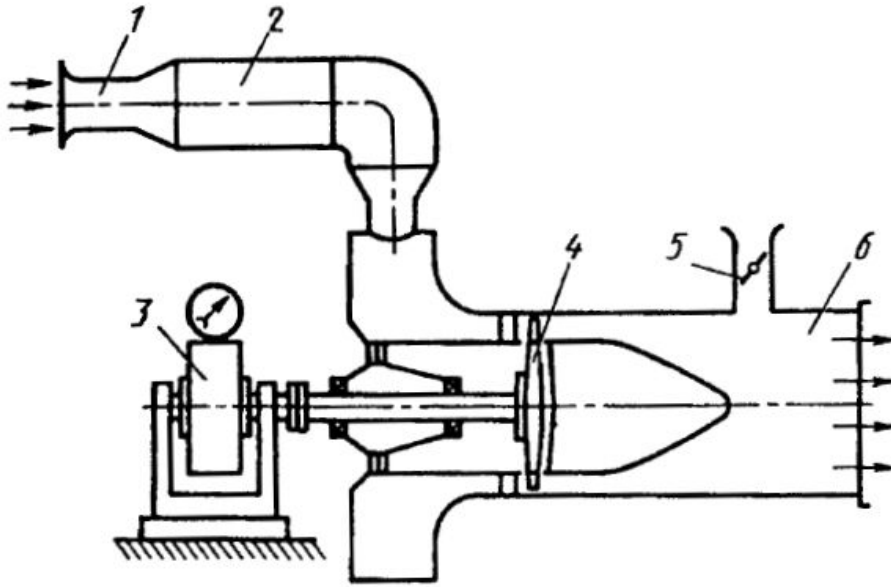


Схема стенда, работающего на просасывание для испытания турбин:

- 1 - лемнискатный насадок;
- 2- подогреватель воздуха;
- 3- гидротормоз
- 4 - испытываемая турбина;
- 5- регулирующая заслонка;
- 6- воздуховод к эксгаустеру или эжектору

Испытания на пониженных давлениях и температурах перед турбиной позволяет существенно понизить затраты энергии на привод эксгаустера и понизить потребную мощность гидротормоза. Использование для этой цели также модели турбины также позволяет понизить затраты на автономные испытания.

При определении характеристик турбин выполняются измерения расхода газа G_r ; параметров потока перед турбиной и за ней $T^*_Г$, $T^*_Т$, $P^*_Г$, $P^*_Т$, частоты вращения n ; мощности, развиваемой турбиной, N_t , а также угла выхода потока из турбины α_t . Применяются такие же методы измерений, как при испытаниях компрессоров. В частности, значение N_t определяется, как правило, по измеренным значениям n и крутящего момента $M_{кр}$, причем для измерения последнего используются гидротормоза с качающейся установкой корпуса.

Для построения характеристик турбины применяются параметры, вытекающие из теории подобия. В частности, они могут быть представлены в виде зависимостей:

$$\eta_T^* = f_1 \left[\pi_T^*, \overline{n/\sqrt{T_T^*}} \right]$$

$$\overline{n/\sqrt{T_T^*}} = \frac{n/\sqrt{T_T^*}}{\left(n/\sqrt{T_T^*} \right)_{\text{макс}}}$$

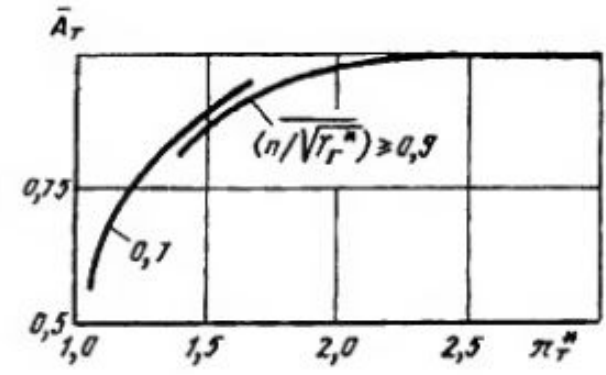
$\pi_T^* = \frac{P_T^*}{P_T}$ - степень понижения давления в турбине;

$$\overline{n/\sqrt{T_T^*}} = \frac{n/\sqrt{T_T^*}}{\left(n/\sqrt{T_T^*} \right)_{\text{макс}}}$$

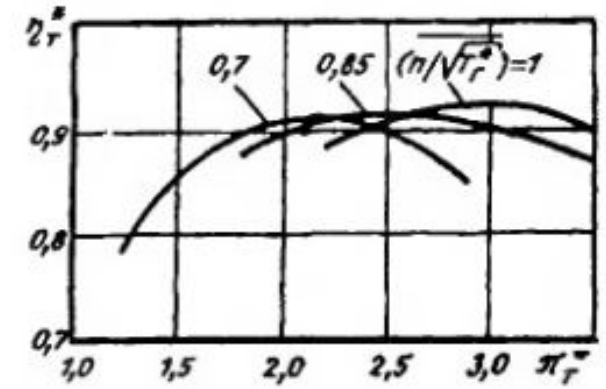
$\overline{A_T} = \frac{G_T \sqrt{R_T} / \sqrt{T_T^*}}{\left(G_T \sqrt{R_T} / \sqrt{T_T^*} \right)_{\text{макс}}}$ - относительный параметр расхода газа через турбину;

$\eta_T^* = \frac{L_T}{L_{T.ад}}$ - КПД турбины;

$L_{T.ад} = \frac{K_T}{K_T - 1} R_T \left(1 - \frac{1}{\pi_T^{K_T}} \right)$ - изоэнтропическая работа турбины.



Зависимость относительного параметра расхода A_T от степени понижения давления в турбине



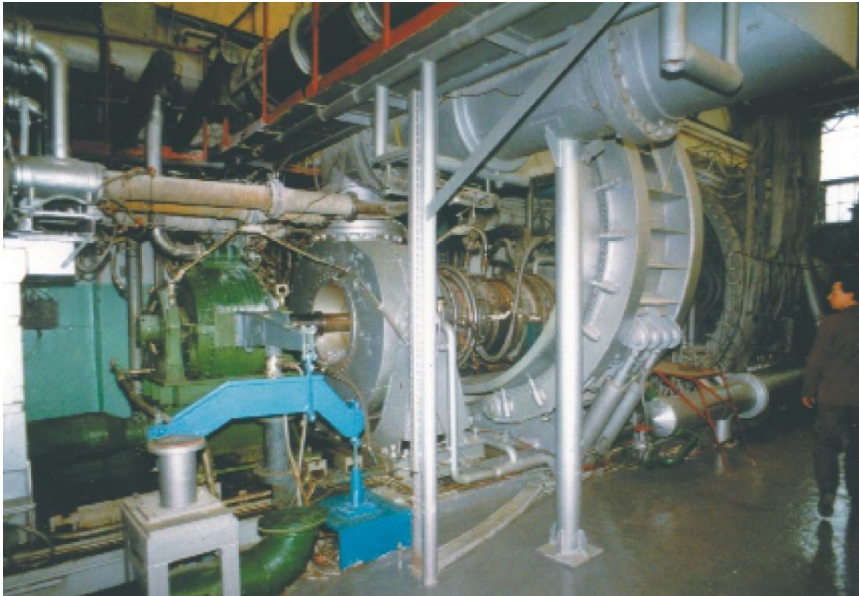
Характеристик турбины

При определении характеристик заданное значение частоты вращения ротора «n» поддерживается путем изменения загрузки гидротормоза, а изменение расхода газа G_T и степени понижения давления π_T^* производится путем изменения режима работы эксгаустера или компрессора или положения дросселя.

Гидротормозной стенд ТС-2 на филиале ЦИАМ

Испытания: - модельные и натурные турбины;
- полноразмерные охлаждаемые турбины + КС

Основные системы:



- газоздушная система с подогревом воздуха до 900К;
- воздушная система охлаждения элементов;
- гидротормозная система поглощения мощности;
- моментоизмерительная и градуировочная системы;
- компьютеризированная система сбора информации;
- масляные системы гидротормозов и турбины;
- система подачи топлива к исследуемой турбине и КС.

Основные параметры стенда:

расход основного воздуха G_B
давление воздуха на входе в установку макс $p^*_{вх}$
температура воздуха на входе в установку макс $T^*_{вх}$
максимальный расход охлаждающего воздуха $G_{охл}$
максимальная частота вращения ротора n
максимальная поглощаемая мощность N
максимальный диаметр турбины D_{max}

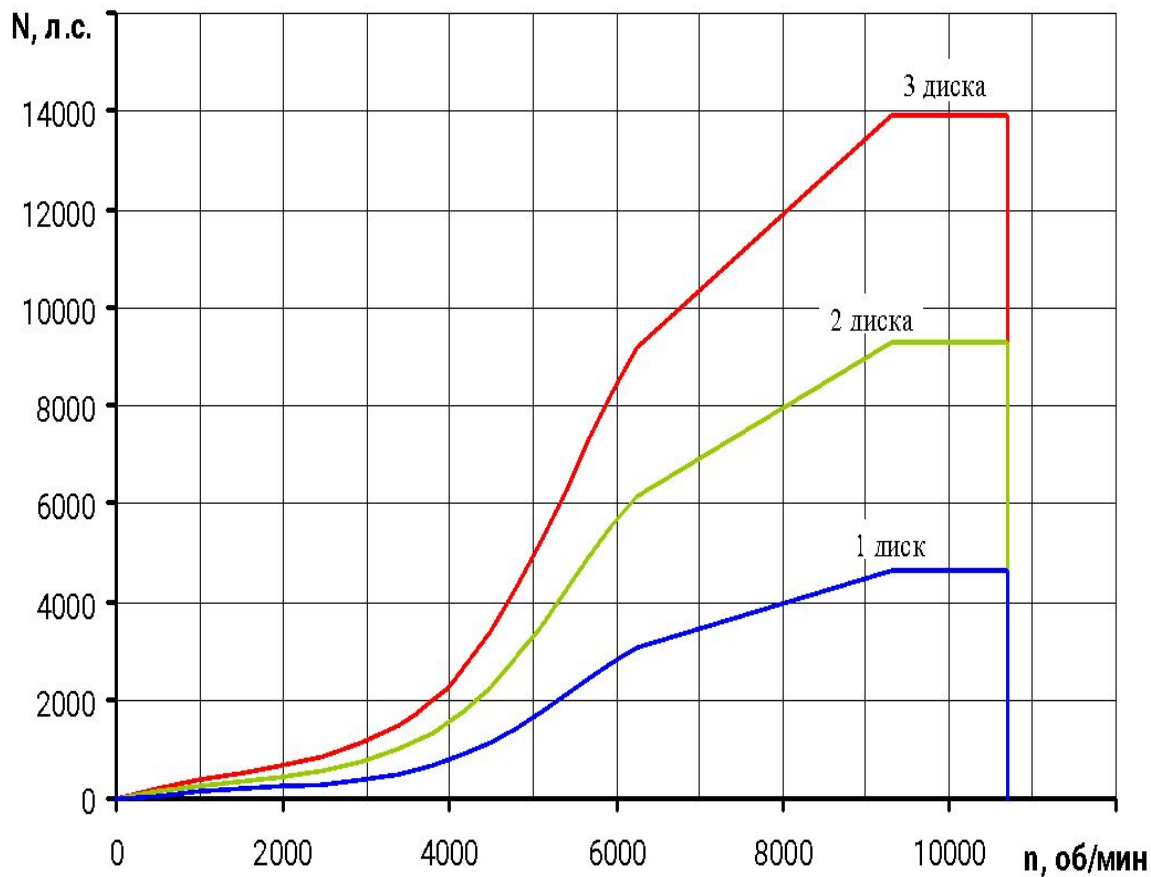
= 60 кг/с;
= 22 кг/см²;
= 1600 К;
= 6.0 кг/с;
= 10600 об/мин
;
= 14200 л.с.;
= 1500 мм.

Точность измерений:

давления 0.5%;
температуры 1.0%;
расхода воздуха 0.5%;
вращающего момента 0.1%;
КПД 0.75%

Пример моментоизмерительной системы турбинного стенда ТС-2 филиала ЦИАМ с 3-мя загрузочными дисками

Характеристика гидротормоза 167Н



1 л.с.=0,735 5 кВт

Отработка эффективности охлаждения и газодинамической эффективности турбины

В процессе доводки двигателя должны быть обеспечены значения газодинамической эффективности всех элементов турбины (сопловых и рабочих решеток, уплотнений и т.п.), а также узла в целом на всех расчетных режимах и обеспечено расчетное тепловое состояние всех горячих элементов на стационарных и переходных режимах.

1. Принятая в расчете характеристик газодинамическая эффективность элементов турбины и узла в целом обеспечивается выполнением требований к двигателю по НТД, а также следующими дополнительными мероприятиями:

а) расчетным анализом газодинамической эффективности элементов турбины и узла в целом по методикам ЦИАМ или методикам разработчика двигателя, а также экспериментальной отработкой элементов на стадии предварительного проектирования, продувкой решеток на пакетных и модельных установках с обязательным исследованием модификаций, принятых к реализации на турбине двигателя, на всех эксплуатационных режимах; экспериментальной проверкой не менее, чем на двух экземплярах ГГ основных параметров турбины с замером статических давлений по венцам на внутреннем и наружном радиусах, полей полных давлений и температуры газа в контрольных сечениях.

Предпочтительно, снятие характеристик турбин, принятых к реализации на специальном стенде с гидротормозом;

б) проверкой основных параметров турбин при специальных стендовых испытаниях с измерениями перепадов давлений газа по венцам и температурных полей не менее чем на двух экземплярах двигателей.

Препарирование производится по специальным ТУ с обязательным измерением радиальных зазоров на основных режимах. Достаточность доводочных работ по газодинамическому совершенству турбин определяется подтверждением расчетных значений КПД узла на основных режимах работы не менее, чем на двух экземплярах двигателя. Совпадение значения увязочного значения КПД с расчетным должно быть в пределах $\pm 0,5\%$.

2. Принятое в расчете на прочность и надежность тепловое состояние горячих элементов турбины обеспечивается соблюдением требований всей НТД, а также следующими дополнительными мероприятиями:

- обрабатывается тепловое состояние охлаждаемых венцов на пакетной установке в газовом потоке;
- измеряется температура охлаждаемых лопаток на пакетной установке не менее чем на трех радиусах по высоте и не менее четырех точек по профилям с обязательным термометрированием входных и выходных кромок.

Цели: 1). Достижение необходимой относительной глубины охлаждения элементов $\theta = \frac{T_{\Gamma}^* - T_{ЭЛ.ЛОП}}{T_{\Gamma}^* - T_{В.ОХЛ}}$

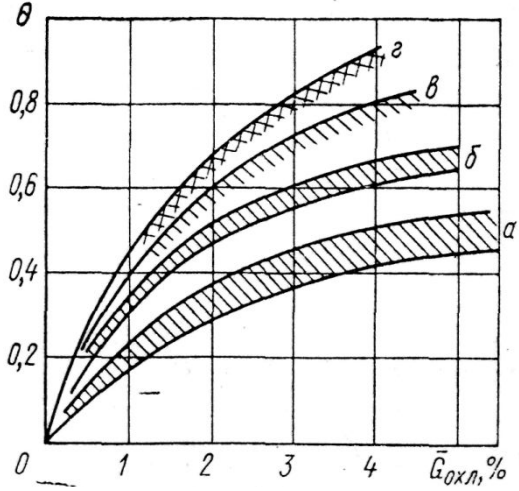
при заданном относительном расходе охлаждающего воздуха

$$\bar{G}_{В.ОХЛ} = G_{В.ОХЛ} / G_{\Gamma}$$

Критериями оценки результатов являются:

- Относительная глубина охлаждения в характерных точках (для лопаток – входная и выходная кромки) осредненная по сечению при заданном относительном расходе охлаждающего воздуха $\bar{G}_{В.ОХЛ}$;
- величина гидравлического сопротивления охлаждающего тракта лопатки по сравнению с ТЗ.

При испытаниях должны быть обеспечены близкие к реальным значения чисел Рейнольдса, а также:



$\frac{P_{\Gamma}^*}{P_{Т.ВЫХ}}$ - отношение давлений (*)

$\frac{P_{В}^*}{P_{В.ВЫХ}}$ - отношение давлений охлаждающего воздуха (**)

$\bar{T} = \frac{T_{\Gamma}^*}{T_{элемент}}$ - температурный фактор (***)

Сравнение интенсивности различных вариантов охлаждающих лопаток :

- а) конвективное
- б) конвективно-пленочное
- в) пленочное
- г) пористое

2). Отработка газодинамической эффективности турбины и ее элементов

Отработка газодинамической эффективности турбины ведется на гидротормозном турбинном стенде в натуральных или модельных условиях, в составе газогенератора и авиационного ГТД.

Испытания турбины на тормозном стенде позволяют определить КПД турбины, а испытания турбины в составе газогенератора и ГТД обеспечивают оценку увязочного КПД.

Испытания турбины в составе ГГ и ГТД позволяют объективно обеспечить оценку радиальных зазоров, тепловое состояние конструкции и тензометрирование элементов конструкции. Кроме того, испытания турбины в составе ГГ позволяют:

- Отработать систему охлаждения турбины до заданного уровня;
- Отработать систему подвода воздуха для получения заданных параметров на входе в охлаждаемые элементы и получение заданных расходов охлаждающего воздуха;
- Отработка стойкости жаропрочных покрытий элементов турбины.

Испытания проводятся при максимальной температуре газа перед турбиной и окружной неравномерности, соответствующих ТЗ на двигатель.

При испытаниях турбины в составе ГТД также измеряются температура дисков турбины и температура лопаток.

Работа считается законченной, если температура элементов конструкции турбины не превышает допустимую расчетную, а КПД турбины соответствует ТЗ.

На двигателе в окончательной компоновке для официальных ГСИ проводится комплекс проверочных испытаний турбины и ее элементов.

Резюме

1. Основными задачами таких испытаний авиационных компрессоров ГТД являются:

- определение аэродинамических характеристик компрессора,
- Оптимизация управления механизации компрессора (ВНА, НА, перепуски),
- определение запасов газодинамической устойчивости,
- определение влияния неоднородности потока на входе на основные эксплуатационные характеристики компрессора,
- оценка изменения радиальных зазоров в имитируемых условиях эксплуатации,
- проверка отсутствия автоколебаний и резонансных напряжений и пр.

2. Для автономных испытаний компрессоров авиационных ГТД используются открытые стенды с всасыванием воздуха непосредственно из атмосферы, стенды с подачей на вход подогретого и захлажденного воздуха при различных давлениях и стенды с замкнутым контуром. Для изменения положения рабочей точки на характеристике испытываемого компрессора ($\pi^*_{к-G_{в.пр}}-n_{пр}$) при $n_{пр}=\text{const}$ используются специальные дроссельные заслонки.

Для исследования компрессоров также используют результаты испытаний в составе опытных ГТД и газогенератора. Однако при этом диапазон изменения параметров на характеристике компрессора ($\pi^*_{к-G_{в.пр}}-n_{пр}$) меньше, чем может быть получен на автономных компрессорных стендах и обеспечивается за счет соответствующего изменения площади критического сечения реактивного сопла ГТД или минимального сечения «горла» СА турбины ГТД.

3. Для определения аэродинамических характеристик компрессоров используют :

- пневмогребенки многоточечные полного давления с дефлектором, гребенки с «Г» образными приемниками и др., обеспечивающими малую чувствительность к скосу потока относительно приемников давления $\alpha \geq 20 \dots 30^\circ$ в диапазоне скоростей до $\lambda \leq 0,9$,
- термогребенки многоточечные с камерами торможения, обеспечивающими величину коэффициента восстановления не менее $r \geq 0,97 \dots 0,98$ в диапазоне скоростей до $\lambda \leq 0,9$,
- шаговые комбинированные пневмо и термогребенки, обеспечивающие измерение полей давлений и температуры в выходном сечении компрессора с учетом «следов» , образующихся за спрямляющими аппаратами,

- приемники для измерения динамических пульсаций давления,
- приемники полного и статического давления и угла потока.

4. Для обеспечения оценки величины адиабатического КПД вентилятора ТРДД с высокой степенью двухконтурности по прямым измерениям необходимо использование:

- высокоточных средств измерения параметров $P^*_{вх}$, $P^*_{вых}$, $T^*_{вх}$ и $T^*_{вых}$, а также расхода воздуха и методов осреднения параметров в входном и выходном сечениях вентилятора,
- расходомерные устройства по ОСТ 102555-85 «Система измерения расхода воздуха с коллектором на входе авиационных ГТД при стендовых испытаниях. Общие требования» для обеспечения высокоточного измерения расхода воздуха через испытываемые вентиляторы и компрессоры на уровне $\pm(0,3 \dots 0,5)\%$,
- непосредственное измерение крутящего на валу испытываемого компрессора.

5. Для исследования аэродинамических и вибропрочностных характеристик автономного компрессора (вентилятора) дополнительно используют специальные устройства:

- поворотная турель на выходе для измерения полей параметров на выходе из компрессора;
- координатные устройства для измерений параметров потока по радиусу в ступенях; регулируемые дроссели для изменения положения линии рабочих режимов за счет управляемого поджатия компрессора на выходе;
- токосъемники для обеспечения передачи измерительного сигнала с вращающихся рабочих лопаток и дисков при тензометрировании и термометрировании,
- для измерения величин радиальных зазоров между рабочими лопатками и корпусом компрессора (вентилятора),
- устройства, имитирующие стационарную и динамическую окружную и радиальную неравномерности полного давления, а также интенсивности пульсаций полного давления,
- сигнализаторы помпажа (или срыва) в компрессоре (вентиляторе).

6. Испытания основной камеры сгорания (ОКС) проводят либо на специальных автономных стендах, либо в составе газогенератора или двигателя. Допускается часть автономных испытаний основных КС проводить на отсеках. При испытаниях ОКС измеряют расходы воздуха и топлива, давление и

температуру воздуха на входе, статическое давление и поле температур и давлений заторможенного потока в выходном сечении, температуры стенок конструкции камеры сгорания. Отбирают пробы газа в выходном сечении для определения коэффициента полноты сгорания топлива и содержания загрязняющих веществ эмиссии и дымности. При испытаниях ОКС оцениваются:

- надежность воспламенения топлива и запуска основной камеры;
- ресурс ОКС и ее тепловое состояние;
- отсутствие вибрационного горения;
- гидравлические потери и эффективность горения;
- характеристики неравномерности поля температур перед сопловым аппаратом турбины;
- уровень эмиссии и дымления и пр.

7. Испытания основной и форсажной камер сгорания в составе двигателя проводят в стендовых условиях на этапе доводки двигателя и при этом определяются следующие основные характеристики:

- надежность воспламенения топлива и запуска форсажной камеры;
- ресурс ФК и ее тепловое состояние;
- уровень гидравлических потерь в ФК;
- уровень полноты сгорания в ФК;
- отсутствие виброгорения ;
- уровень дымления и пр.;
- оптимальное распределение топлива по коллекторам форсажной камеры.

8. Основными задачами испытаний авиационных турбин ГТД являются:

- определение аэродинамических характеристик турбины,
- оптимизация системы охлаждения рабочих и сопловых лопаток турбины,
- определение характеристик турбины,
- определение теплового состояния элементов конструкции турбины,
- оценка изменения радиальных зазоров в имитируемых условиях эксплуатации,
- Тензометрирование элементов конструкции турбины и пр.

Объединенные вопросы по темам автономных испытаний узлов ГТД (компрессоров, турбин, основной и форсажной камеры сгорания):

1. Назовите цели и задачи испытаний узлов двигателя, в том числе компрессоров, турбин, камер сгорания.
2. В чем состоит смысл, цели и задачи поузловой доводки ГТД?
3. Назовите основные параметры, измеряемые и определяемые при испытаниях основных узлов ГТД (компрессоров, турбин, камер сгорания).
4. Аэродинамические характеристики компрессоров и вентиляторов.
5. Методы экспериментального определения характеристик компрессора.
6. Структура и параметры возмущений давления на входе в двигатель.
7. Основные средства измерения давления и температуры при испытаниях компрессоров.
8. Как осуществляется изменение режима работы автономного компрессора?
9. Цели испытаний автономных турбин.
10. Методы экспериментального определения характеристик турбин.
11. Как осуществляется изменение режима работы автономной турбины?
12. Как осуществляется изменение режима работы автономной основной и форсажной камер сгорания?
13. Методы экспериментального определения характеристик основной и форсажной камер сгорания.
14. Какие имеются отличия в автономных испытаниях узлов от их испытаний в составе авиационного ГТД или газогенератора?
15. Принципиальный технический состав стенда для автономных испытаний компрессоров.
16. Принципиальный технический состав стенда для автономных испытаний камер сгорания.
17. Принципиальный технический состав стенда для автономных испытаний турбин.
18. Назовите основные особенности схем стендов для испытаний турбин.

Список рекомендуемой литературы

1. Холщевников К.В. Теория и расчет авиационных лопаточных машин. М, «Машиностроение», 1970. С.415-450.
2. Солохин Э.Л. Испытания авиационных воздушно-реактивных двигателей. М., «Машиностроение», 1975. С.179-185., 163-197.
3. Казаджан П.К., Тихонов Н.Д. Янко А.К. Теория Авиационных двигателей. М., «Машиностроение», 1983 . С.114-134.
4. Григорьев В.А. Испытания авиационных двигателей. М, «Машиностроение», 2009. С.343...344.
5. Петунин А.Н. Методы и техника измерений параметров газового потока. М, «Машиностроение», 1972 . С.9-125.
6. Пошехонов Н.Ф. Альбом. Приборы для измерения давления, температуры и направления потока в компрессорах. М, ЦИАМ, 1992 , инв.№11800.
7. Руководящий технический материал авиационной техники 1597-79. Компрессоры авиационных ГТД. Определение параметров воздушного потока, 1979.
8. Горлин С.М., Слезингер И.И. Аэромеханические измерения. М.: Наука, 1964.
9. Петунин А.Н. Измерения параметров газового потока (Приборы для измерения давления, температуры и скорости).-М.: Машиностроение, 1974.
10. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика.-М.: Наука, 1976.
11. Диденко А.А. Теория и расчет камер сгорания ВРД. Часть II.Оценка экологических показателей камер сгорания . Самара. СГАУ, 2012. С.50-51.
12. Авиационные правила. Часть 34. Эмиссия загрязняющих веществ авиационными двигателями. Нормы и испытания. 2003.
13. Литвинов Ю.А., Боровик В.О. Характеристики и эксплуатационные свойства авиационных турбореактивных двигателей. М., Машиностроение, 1979.
14. Испытания в обеспечение надежности авиационных двигателей и энергетических установок. М, под редакцией Онищика И.И. МАИ., 2004.



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