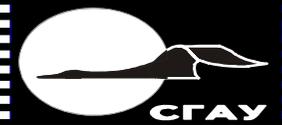


**ЛАБОРАТОРНЫЙ ПРАКТИКУМ
ПО ТЕОРИИ И ИСПЫТАНИЯМ
ВРД**

2007



САМАРА

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

ЛАБОРАТОРНЫЙ ПРАКТИКУМ ПО ТЕОРИИ И ИСПЫТАНИЯМ ВРД

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

САМАРА
Издательство СГАУ
2007

УДК 629.7.036.(075)

ББК 39.55

Л125



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

Авторы: *В.А. Григорьев, Ю.А. Кныш, В.В. Кулагин, А.В. Лапшин*

Рецензенты: д-р техн. наук, проф. В. В. Б и р ю к,
канд. техн. наук, доц. Ю. Л. К о в ы л о в

Л125 **Лабораторный практикум по теории и испытаниям ВРД:**
учеб. пособие / [В.А. Григорьев и др.]. – Самара: Изд-во Самар. гос.
аэрокосм. ун-та, 2007. – 224 с. : ил.

ISBN 978-5-7883-0657-5

Даны основы теории рабочего процесса ВРД, рассмотрены методы экспериментального определения основных технических данных ГТД. Приведены схемы и конструкция учебных стендов и экспериментальных установок, датчиков, устройств измерения и управления. Значительное место уделено принципам построения и описанию учебной автоматизированной системы научных исследований авиационных ГТД. Описаны порядок проведения и методики 12 лабораторных работ.

Учебное пособие предназначено для студентов, обучающихся по специальности 130209 "Авиационные двигатели и энергетические установки", а также для студентов 1-го и 3-го факультетов.

УДК 629.7.036.(075)

ББК 39.55

ISBN 978-5-7883-0657-5

© Григорьев В.А., Кныш Ю.А.,
Кулагин В.В., Лапшин А.В., 2007

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2007

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие	5
Введение	6
Основные условные обозначения	8
ГЛАВА 1. Рабочий цикл ВРД	11
1.1. Теоретические основы цикла ВРД с подводом тепла при $p = \text{const}$	11
1.2. Изменение параметров рабочего тела в проточной части ТРД.....	12
1.3. Сила тяги ВРД	18
1.4. Экспериментально-расчетное определение параметров в проточной части двигателя и дроссельной характеристики	19
ГЛАВА 2. Совместная работа узлов и характеристики ГТД	26
2.1. Совместная работа входного устройства и компрессора	26
2.2. Совместная работа турбины и сопла	27
2.3. Совместная работа узлов газогенератора	29
2.4. Особенности совместной работы узлов ТРД(Д) с одним управляющим фактором	36
2.5. Особенности совместной работы узлов одновального ТРД с регулируемым соплом и его характеристики.....	38
2.6 Особенности совместной работы узлов одновального ТВД	40
ГЛАВА 3. Основные технические данные авиационных ГТД и методы их экспериментального определения	42
3.1. Определение основных технических данных ГТД	43
3.2. Дроссельные характеристики ТВД	46
3.3. Методика экспериментального определения нормальных значений параметров ТВД	49
3.4. Дроссельные характеристики ТРД	50
3.5. Дроссельные характеристики ТРДД	51
3.6. Методика экспериментального определения нормальных значений параметров ТРДД.....	53
ГЛАВА 4. Особенности подвода тепла в цикле ВРД	56
4.1. Схема и рабочий процесс основной камеры сгорания	56
4.2. Основные параметры режима и показатели качества работы камеры сгорания	57
4.3. Экологические (эмиссионные) характеристики ВРД	60
ГЛАВА 5. Испытательные стенды и стендовое оборудование	62
5.1 Стенд для испытания ТРД ТС-12 и схема препарирования двигателя....	62
5.2 Установка для испытаний ТВД ДГ-4М, измеряемые параметры и схема препарирования двигателя	65
5.3 Учебно-экспериментальный стенд для испытаний ТРДД АИ-25, измеряемые параметры и схема препарирования двигателя	72

ГЛАВА 6. Основные средства измерений при автоматизации испытаний ГТД	81
6.1. Измерение температур	81
6.2. Измерение давлений	83
6.3. Измерение сил	87
6.4. Измерение частоты вращения	88
6.5. Измерение расхода жидкости и газа	89
6.6. Основные методы измерения крутящего момента	92
6.7. Метрологические характеристики систем измерения АСИ ГТД	97
ГЛАВА 7. Системы автоматизации испытаний ГТД	104
7.1. Назначение и устройство автоматизированной системы экспресс-анализа для испытаний ТРДД АИ-25	104
7.2. Система связи ПЭВМ с объектом исследований	108
7.3. Архитектура и техническое обеспечение современных автоматизированных систем испытаний ГТД	113
7.4. Измерительно-вычислительные комплексы с полной автоматизацией процесса испытаний ТРДД АИ-25	115
7.5. Испытание двигателя с использованием комплексной АСИ	121
7.6. Структура программного обеспечения измерительно – вычислительного комплекса с полной автоматизацией процесса испытаний ТРДД АИ-25	127
ГЛАВА 8. Описание лабораторных работ	133
8.1. Определение параметров газового потока в проточной части ТРД и анализ его термодинамического цикла. Дроссельные характеристики двигателя с регулируемым соплом	134
8.2. Совместная работа узлов одновального ТРД и его характеристики	140
8.3. Совместная работа узлов одновального ТВД и его характеристики	145
8.4. Совместная работа узлов двухвального ТРДД и его характеристики	149
8.5. Экспериментальное определение нормальных значений параметров турбовинтового двигателя	152
8.6. Образование СО в камере сгорания ВРД	161
8.7. Исследование жидкостных центробежных форсунок	172
8.8. Экспериментальное определение дроссельной характеристики двухконтурных турбореактивных двигателей. Нормальные значения параметров ТРДД	182
8.9. Определение крутящего момента при испытаниях ГТД	192
8.10. Средства измерений при автоматизации испытаний ГТД	198
8.11. Градуировка и аттестация измерительных каналов АСИ ГТД	205
8.12. Автоматизированная система испытаний ТРДД АИ-25	210
Список литературы	214
Приложения	215

Предисловие

Кафедра теории двигателей летательных аппаратов Самарского государственного университета традиционно большое внимание уделяет лабораторным занятиям по курсам «Теория ВРД», «Испытание ВРД», «Энергетика ВРД», «Автоматизация научных исследований». Это требует значительных усилий по созданию учебных экспериментальных установок и поддержанию их в работоспособном состоянии.

Первые учебные установки, предназначенные для огневых испытаний ГТД, были созданы заведующим учебной лаборатории К.И. Лагутиным под руководством основателя кафедры профессора В.М. Дорофеева. Дальнейшее развитие учебной испытательной базы осуществлялось под руководством заведующего кафедрой профессора В.П. Лукачева, при участии профессора В.Г. Маслова и инженера (ныне профессора) В.А. Григорьева.

В период 1970...1980-е гг. количество методических изданий увеличилось более чем в 5 раз. Увеличение учебных испытательных установок, а главное повышение их технической оснащенности, произошло на новых площадях кафедры в период 1981...1985-е гг. Вошел в строй учебный стенд для автоматизированных испытаний ТРДД АИ – 25 на базе системы КАМАК. В этой работе под руководством профессора Маслова принимали участие доценты С.К. Бочкарев, В.С. Егорычев, В.А. Григорьев, А.А. Трофимов, В.Р. Стуканов, учебные мастера В.В. Лапшин, А.И. Леденев и зав. лабораторией Лагутин К.И.

Последующие модернизации автоматизированной системы измерения, регистрации и обработки параметров ТРДД с применением ПЭВМ и многофункциональных адаптеров проводили сотрудники лаборатории АСНИ-Д под руководством В.А. Григорьева и А.В. Лапшина.

Постоянное внимание и помощь в решении многих вопросов оказывал заведующий кафедрой профессор В.П. Лукачев.

Большую помощь в техническом оснащении новых стендов оказали местные двигателестроительные предприятия под руководством генерального конструктора академика Н.Д. Кузнецова и главного конструктора Н.Г. Трофимова, а также Запорожское МКБ под руководством генерального конструктора академика В.А. Лотарева.

В настоящее время учебная лаборатория переживает очередную, самую коренную модернизацию. Учебные стенды оснащают современным измерительным и вспомогательным оборудованием, монтируются системы видеонаблюдения и видеоконференций, в учебном классе будут размещаться автоматизированные рабочие места студентов и преподавателя. Переработаны курсы лекций, обновляется методическое обеспечение.

Значительная его часть вошла в настоящее издание.

ВВЕДЕНИЕ

Лабораторный практикум обобщает и развивает накопленный на кафедре «Теория двигателей летательных аппаратов» значительный образовательный потенциал. Он применяется для закрепления и углубления знаний, полученных студентами при изучении наиболее сложных частей курсов «Теория ВРД», «Энергетика ВРД», «Испытания ВРД», «Автоматизация научных исследований». Основные теоретические вопросы этих курсов изложены в данном пособии для лучшего усвоения существа лабораторных работ.

В первой главе, посвященной описанию цикла Брайтона, рассмотрены особенности рабочего процесса воздушно-реактивных двигателей. Этот материал предваряет лабораторную работу «Определение параметров газового потока в проточной части ТРД и анализ его термогазодинамического цикла».

Вторая глава, посвященная совместной работе узлов одновальных и многовальных, одноконтурных и двухконтурных, а также турбовинтовых двигателей, предваряет лабораторные работы, которые имеют общее название "Совместная работа узлов и характеристики" соответственно "Одновального ТРД", "Одновального ТВД" и "Двухвального ТРДД".

В третьей главе рассмотрены основные данные авиационных ГТД и методы их экспериментального определения, по материалам которой выполняются лабораторные работы « Экспериментальное определение нормальных значений параметров турбовинтового двигателя » и «Экспериментальное определение дроссельной характеристики двухконтурных турбореактивных двигателей. Нормальные значения параметров ТРДД».

Четвертая глава, в которой рассмотрены процессы горения в камерах сгорания и образования вредных веществ в продуктах сгорания, является основой для выполнения лабораторных работ " Образование СО в камере сгорания ВРД ", "Исследование жидкостных центробежных форсунок ДЛА".

В пятой главе описаны испытательные стенды и экспериментальные установки, на которых выполняются практически все лабораторные работы, включая работу « Определение крутящего момента при испытаниях ГТД».

Шестая глава посвящена основным средствам измерений при автоматизации испытаний ГТД и метрологическим характеристикам систем измерения АСИ ГТД. Этот материал служит основой для выполнения лабораторных работ « Средства измерений при автоматизации испытаний ГТД» и « Градуировка и аттестация измерительных каналов АСИ ГТД».

В седьмой главе рассматриваются структура автоматизированных систем

испытаний ГТД и принципы построения современных измерительно-вычислительных комплексов, а также дается описание АСИ, реализованной на учебном стенде для испытания ТРДД АИ-25. Материалы этой главы являются основой для лабораторной работы «Автоматизированная система испытаний ТРДД АИ-25».

В восьмой главе дано описание 12 лабораторных работ. Рассмотрены порядок и методика их проведения.

Предисловие, гл. 1 и методические указания для проведения первой лабораторной работы написаны д-ром техн. наук, проф. В.А Григорьевым, гл. 2 – канд. техн. наук, проф. В.В. Кулагиным, лабораторные работы № 2, 3 и 4 – д-ром техн. наук, проф. В.А. Григорьевым и канд. техн. наук, проф. В.В. Кулагиным. Гл. 4 и лаб. работы № 6 и 7 написаны д-ром техн. наук, проф. Ю.А. Кнышом. Гл. 3, 5, 6, 7 и лабораторные работы № 8 - 12 написаны д-ром техн. наук, проф. В.А. Григорьевым и ст. науч. сотр. А.В. Лапшиным.

Авторы благодарят инженера Лапшина Е.А. за помощь в оформлении учебного пособия.

ОСНОВНЫЕ УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

- V_{II} – скорость полета, м/с;
 H – высота полета, м (км) ;
 M – число Маха (отношение скорости потока к скорости звука);
 λ – приведенная скорость потока (отношение скорости потока к критической скорости звука);
 a – скорость звука, м/с;
 c – скорость потока, м/с;
 p – давление, Па (кПа);
 T – температура, К ;
 P – тяга двигателя, Н (кН);
 $P_{уд}$ – удельная тяга двигателя кН · с/кг;
- $C_{уд}$ – удельный расход топлива, кг/(Н · ч) [кг/ (кН · ч)];
 N – мощность, кВт;
 C_e – эффективный удельный расход топлива ТВ(В)Д, ТВаД, кг/(кВт · ч);
 $C_{э}$ – эквивалентный удельный расход топлива ТВД, кг/(э кВт · ч);
 π_v – степень повышения давления во входном устройстве;
- $\pi_{к}^*$ – степень повышения давления в компрессоре;
 π_{Σ} – суммарная степень повышения давления;
 $\pi_{к\Sigma}^*$ – суммарная степень повышения давления в компрессоре и вентиляторе внутреннего контура;
 $\pi_{т}^*$ – степень понижения давления в турбине;
 $\pi_{ср}$ – располагаемая степень понижения давления газа в канале сопла;
- $$\pi_v = \frac{p_{н}^*}{p_{н}}; \pi_{к}^* = \frac{p_{к}^*}{p_{в}^*}; \pi_{\Sigma} = \frac{p_{к}^*}{p_{н}}; \pi_{т}^* = \frac{p_{г}^*}{p_{т}^*}; \pi_{ср} = \frac{p_{т}^*}{p_{н}};$$
- $q(\lambda), \pi(\lambda), \tau(\lambda)$ – газодинамические функции;
- n – частота вращения, 1/м;
 L – удельная работа, кДж/кг;
 Q – удельный подвод (отвод) теплоты, кДж/кг;
 i – удельная энтальпия, кДж/кг;
 s – удельная энтропия, кДж/(кг · К);
 η – КПД:
- $\eta_{г}$ – коэффициент полноты сгорания топлива;
 ΔK – запас устойчивой работы ;
 m – степень двухконтурности;
 G – массовый расход, кг/с;
 F – площадь проходного сечения, м² ;
 ρ – плотность, кг/м³ ;
 q_m – отношение расхода топлива к расходу воздуха, проходящего через камеру сгорания;

- q – скоростной напор, Н/м² (кН/м²);
 α – коэффициент избытка воздуха в основной камере сгорания;
 L_0 – количество воздуха, теоретически необходимое для полного сжигания 1 кг топлива;
 R – удельная газовая постоянная, Дж/(кг · К);
 k, k_{Γ} – показатель изобары для воздуха, газа;
 $c_p, c_{p\Gamma}$ – средняя удельная теплоемкость для воздуха, газа, Дж/(кг · К) [кДж/(кг · К)];
 $c_{p\text{к.с}}$ – условная удельная теплоемкость рабочего тела в камере сгорания, Дж/(кг · К) [кДж/(кг · К)];
 m_{Γ} – численный коэффициент в уравнении расхода, (кг · К/Дж)^{0,5}:
 $m_{\text{в}} = 0,0405$ (для воздуха);
 $m_{\Gamma} = 0,0397$ (для газа);
 μ – коэффициент расхода;
 c_x – коэффициент аэродинамического сопротивления;
 σ – коэффициент восстановления полного давления;
 φ_c – коэффициент скорости реактивного сопла ;
 φ – коэффициент расхода входного устройства;
 H_u – низшая удельная теплота сгорания топлива, (кДж/кг);
 l – относительная удельная работа;
 $l_{\text{к}} = L_{\text{к}} / c_p T_{\text{в}}^*$; $l_{\Gamma} = L_{\Gamma} / c_{p\Gamma} T_{\Gamma}^*$.

Индексы

- ид – идеальный;
исх – исходный;
к – компрессор;
кан – наружный канал ;
кр – крейсерский, критический;
к.с – камера сгорания;
НД – каскад низкого давления;
с – сопло, секундный ;
с.а – сопловой аппарат ;
ВД – каскад высокого давления;
сж – сжатие ;
см – смешение ;
ср – средний, срез;
с.у – силовая установка;
т – турбина;
т – топливо;
тк – турбокомпрессор;
уд – удельный;
ф – форсажная камера;
ч – часовой;

- э – эквивалентный;
- e – эффективный;
- s – изоэнтропный;
- Σ – суммарный ;
- I – внутренний контур ТРДД;
- II – наружный контур ТРДД.

Сокращения

- ВГТД – вспомогательный газотурбинный двигатель;
- ВУ – входное устройство;
- ГТД – газотурбинный двигатель;
- КВД – компрессор высокого давления;
- КНД – компрессор низкого давления;
- ЛА – летательный аппарат;
- л.с.р – линия совместной работы;
- н.а – направляющий аппарат;
- РУД – рычаг управления двигателем;
- САУ – стандартные атмосферные условия;
- ГТД СТ – двигатель со свободной турбиной (турбовальный двигатель);
- ТВД – турбовинтовой;
- ТРДД – турбореактивный двигатель (двухконтурный);
- АСНИ – автоматизированная система научных исследований;
- АСИ – автоматизированная система испытаний;
- АЦП – аналогово-цифровой преобразователь;
- АРМ – автоматизированное рабочее место;
- БД – база данных;
- БОС – базовая операционная система;
- ВРД – воздушно-реактивные двигатели;
- ВД – высокое давление;
- ИВК – измерительно-вычислительный комплекс;
- МГТД – малоразмерный газотурбинный двигатель;
- КС – камера сгорания;
- ММ – математическая модель;
- НД – низкое давление;
- ОС – операционная система;
- ОТД – основные технические данные;
- ПДО – подсистема диалоговой обработки;
- ПО – программное обеспечение;
- ППП – пакет прикладных программ;
- СУБД – система управления базой данных;
- Вт БД – вторичная база данных;
- ИК – измерительный канал.

ГЛАВА 1. РАБОЧИЙ ЦИКЛ ВРД

1.1. Теоретические основы цикла ВРД с подводом тепла при $p = \text{const}$

Под основными параметрами рабочего тела ГТД понимают заторможенное и статическое давления (p^* , p), заторможенную и статическую температуры (T^* , T) и скорость потока (C). Некоторые из них, например заторможенные и статические давления, температуры торможения, могут быть измерены*) практически в любом сечении двигателя. Остальные параметры (T , C и др.), в том числе и T^* , могут быть определены косвенным путем (расчетом) на основе измеренных параметров.

Закономерности изменения давлений, температур и скоростей в сечениях двигателя (рис. 1.1) вытекают из рабочего цикла (цикл Брайтона при $p = \text{const}$) ТРД, изображенного в $i-s$ координатах на рис. 1.2.

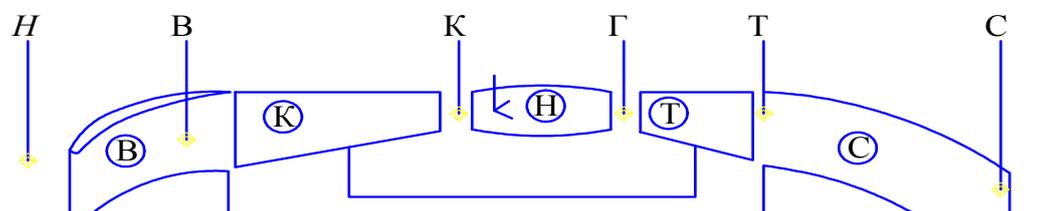


Рис. 1.1. Схема обозначения сечений в проточной части ТРД:
 H - невозмущенная атмосфера; B - вход в компрессор; K - выход из компрессора; Г - вход в турбину; T - выход из турбины; C - срез сопла

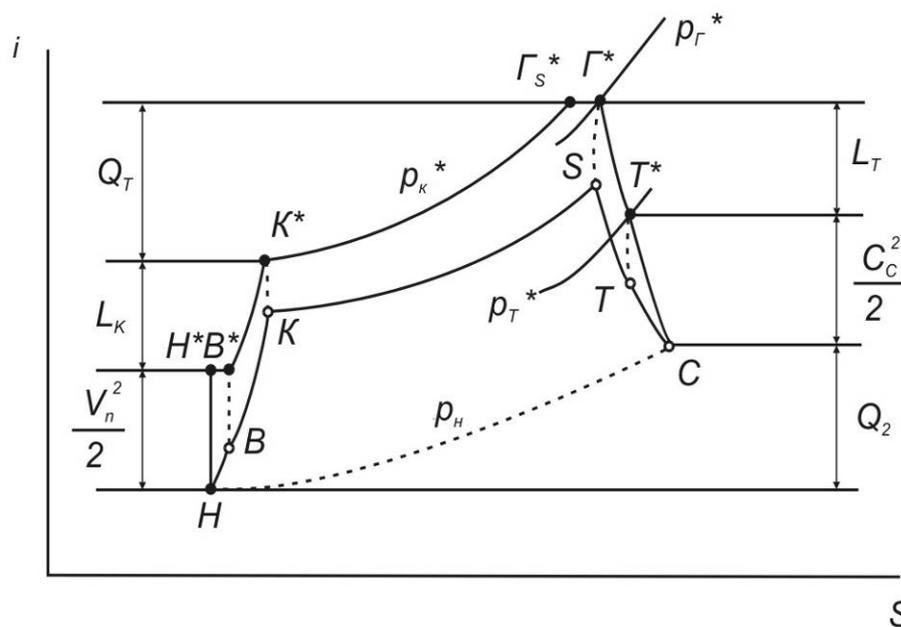


Рис.1.2. $i-S$ диаграмма рабочего цикла ТРД

) Как правило, не измеряется полная температура перед турбиной T^ , т.к. за камерой сгорания обычно наблюдается существенная неравномерность радиального и окружного поля значений температуры.

1.2.Изменение параметров рабочего тела в проточной части ТРД

Изменение температуры. Для анализа изменения температуры в элементах проточной части двигателя обычно применяют уравнение сохранения энергии газового потока в форме уравнения теплосодержания.

В общем случае для какого-либо элемента двигателя с параметрами на входе в него p_1, T_1, C_1 и параметрами на выходе p_2, T_2, C_2 (рис. 1.3) уравнение энергии имеет вид

$$c_p T_1 + \frac{C_1^2}{2} \pm Q \pm L = c_p T_2 + \frac{C_2^2}{2} \quad (1.1)$$

или

$$\pm Q \pm L = c_p(T_2 - T_1) + \frac{C_2^2 - C_1^2}{2} = (i_2 - i_1) + \frac{C_2^2 - C_1^2}{2},$$

где Q - подведенная (+) или отведенная (-) тепловая энергия;

L - подведенная или отведенная механическая работа.

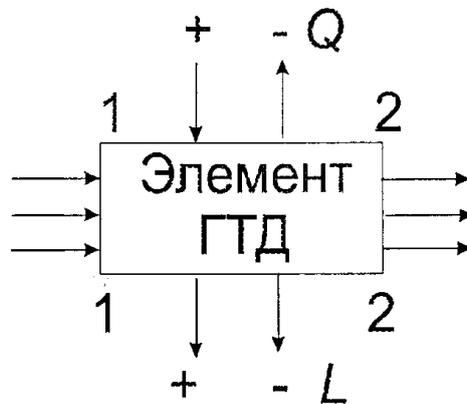


Рис. 1.3 Схема изменений параметров в элементе ГТД

Уравнение энергии (1) показывает, что тепло и механическая энергия, подведенные к движущемуся газу извне, расходуются на изменение его кинетической энергии и теплосодержания.

Рассмотрим применение уравнения (1.1) к рабочим процессам, происходящим в основных элементах ТРД.

ВХОДНОЕ УСТРОЙСТВО

Процесс поступления воздуха из невозмущенной атмосферы (H) в двигатель (B) энергетически изолирован, т.е. $Q = 0, L = 0$. В этом случае

$$c_p(T_B - T_H) + \frac{C_B^2 - C_H^2}{2} = 0 \quad \text{или}$$

$$i_H + \frac{C_H^2}{2} = i_B + \frac{C_B^2}{2}. \quad (1.2)$$

Таким образом, во входном канале ТРД сумма теплосодержания и

кинетической энергии газа (полное теплосодержание) остается величиной постоянной и, следовательно, изменение температуры воздуха в этом элементе ТРД связано только с изменением скорости. При увеличении скорости потока статическая температура уменьшается, и наоборот.

Используя понятие полного теплосодержания и температуры заторможенного потока, уравнение сохранения энергии (1.2) можно записать в виде

$$i_H + \frac{C_H^2}{2} = i_B + \frac{C_B^2}{2} = i_{HK}^* = i_B^* = \text{const.} \quad (1.3)$$

Если теплоемкость воздуха принять неизменной ($c_p = \text{const}$), то из уравнения (1.3) следует:

$$T_H^* = T_B^*. \quad (1.4)$$

Это означает, что при энергетически изолированном течении воздуха (газа) его температура торможения будет одинакова во всех сечениях потока.

КОМПРЕССОР

На участке В-К воздух поступает в проточную часть компрессора, при этом к рабочему телу извне подводится механическая работа ($+L$). Это осуществляется за счет определенного взаимодействия воздуха с неподвижными статорными лопатками и силовым воздействием на рабочее тело подвижных рабочих (роторных) лопаток. За счет подведения работы и указанного взаимодействия лопаточных венцов с воздухом его давление увеличивается. Согласно уравнению (1.1)

$$L_K = c_p(T_K - T_H) + \frac{C_K^2 - C_B^2}{2} = i_K^* - i_B^*, \quad (1.5)$$

поэтому температуры T и T^* в компрессоре возрастают.

Для $c_p = \text{const}$ температура заторможенного потока воздуха за компрессором определяется по выражению

$$T_K^* = T_B^* + \frac{L_K}{c_p} = T_B^* \left(1 + \frac{\pi_K^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\eta_K} \right), \quad \text{а} \quad T_K = T_K^* - \frac{C_K^2}{2c_p}. \quad (1.6)$$

КАМЕРА СГОРАНИЯ

Из компрессора воздух поступает в камеру сгорания, где к нему подводится теплота Q_1 . В соответствии с уравнением (1.1)

$$Q_1 = GmHu\eta_\Gamma - Gm(i_\Gamma^* - i_K^*) = G_B - (i_\Gamma^* - i_K^*) = G_B (c_{p\Gamma} T_\Gamma^* - c_{pB} T_K^*), \quad (1.7)$$

где $G_m H_u \eta_\Gamma$ - теплота, выделившаяся при сгорании топлива;

$G_m(i_\Gamma^* - i_K^*)$ - теплота, расходуемая на подогрев массы топлива до температуры T_Γ^* .

Используя уравнение (1.7), можно найти относительный расход топлива (q_m) и определить коэффициент избытка воздуха $\alpha_{кв}$, обеспечивающий заданную температуру T_Γ^* :

$$q_m = \frac{G_m}{G_B} = \frac{c_{p_\Gamma} T_\Gamma^* - c_{p_B} T_K^*}{H_u \eta_\Gamma (c_{p_\Gamma} T_\Gamma^* - c_{p_B} T_K^*)}, \quad (1.8)$$

где $c_{p_\Gamma} = f(\alpha_{кв}, T_\Gamma^*)$, $c_{p_B} = f(T_K^*)$,

$$\alpha_{кв} = \frac{l}{q_m L_o}, \text{ т.к. } q_m = \frac{G_m}{G_B} = \frac{1}{\alpha L_o}.$$

Непосредственное измерение температуры газа перед турбиной сопряжено со значительными трудностями. Поэтому в большинстве случаев она определяется косвенным методом, например, по измеренной величине T_K^* и q_m . В этом случае температуру газа перед турбиной можно определить по номограмме $T_\Gamma^* = f(q_m \text{ и } T_K^*)$ [4].

Температура T_K , расход воздуха G_B и расход топлива G_m (для определения величины q_m) измеряются в процессе эксперимента.

ТУРБИНА

Газ, поступающий в проточную часть турбины, совершает внешнюю работу ($-L_m$). Согласно уравнению (1.1)

$$L_T = c_p(T_\Gamma - T_T) + \frac{C_\Gamma^2 - C_T^2}{2} = i_\Gamma^* - i_T^*, \quad (1.9)$$

следовательно температуры T и T^* в турбине понижаются.

При $c_p = \text{const}$ температура заторможенного потока газа за турбиной определяется по выражению

$$T_T^* = T_\Gamma^* - \frac{L_T}{c_{p_\Gamma}} = T_\Gamma^* \left[1 - \left(1 - \frac{1}{\frac{\kappa-1}{\pi_T^\kappa}} \right) \eta_T \right], \quad (1.10)$$

а статическая температура

$$T_{\Gamma} = T_{\Gamma}^* - \frac{C_{\Gamma}^2}{2c_{p_{\Gamma}}} \quad \text{или} \quad T_{\Gamma} = T_{\Gamma}^* \tau(\lambda_{\Gamma}).$$

ВЫХОДНОЕ УСТРОЙСТВО

Для энергетически изолированного участка Т-С, каким является реактивное сопло, справедливы все соображения, изложенные для входного устройства.

Изменение давления. Изменение давления заторможенного потока в проточной части двигателя определяется уровнем гидравлических и тепловых сопротивлений, степенью повышения или понижения давления в элементах двигателя.

ВХОДНОЕ УСТРОЙСТВО

Потери давления заторможенного потока в нем обусловлены трением воздуха о стенки, образованием при этом вихрей и зависят главным образом от формы входного устройства, качества поверхности и скорости потока. В общем виде эти потери оцениваются обычно коэффициентом сохранения давления заторможенного потока в виде

$$\sigma_{\text{вх}} = \frac{p_{\text{в}}^*}{p_{\text{н}}^*} = 0,97 \dots 1. \quad (1.11)$$

При этом лемнискатные входные устройства, применяемые при стендовых испытаниях, как и высокоэффективные воздухозаборники дозвуковых двигателей, имеют $\sigma_{\text{вх}}$, близкий к 1.

Следовательно,

$$p_{\text{в}}^* = \sigma_{\text{вх}} p_{\text{н}}^* \quad \text{или} \quad p_{\text{в}} = p_{\text{в}}^* - \frac{\rho C_{\text{в}}^*}{2}. \quad (1.12)$$

Обычно во входном устройстве не представляет большой сложности измерить как заторможенное давление, так и статическое. Их отношение p/p^* используют для нахождения по таблицам «газодинамических функций» (ГДФ) соответствующих значений функций $\pi(\lambda)$ и $\tau(\lambda)$. Последняя используется для нахождения статической температуры $T = T^* \tau(\lambda)$, при этом

$$T_{\text{в}} = T_{\text{в}}^*. \quad (1.13)$$

КОМПРЕССОР

Степень повышения давления в компрессоре $\pi_{\text{к}}^*$ зависит от величины удельной работы, подведенной к воздуху, проходящему через компрессор, и

величины его КПД:

$$L_k^* = c p_B T_B^* \left(\pi_k^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_k}, \quad (1.14)$$

откуда

$$\pi_k^{\frac{k-1}{k}} = \frac{L_k \eta_k}{c p_B T_B^*} + 1.$$

Это означает, что чем больше удельная работа компрессора и выше его КПД, тем больше величина π_k . Величина заторможенного давления воздуха за компрессором p_k^* определяется степенью повышения давления π_k и величиной давления на входе в компрессор, т.е.

$$p_k^* = p_B \pi_k^* \quad \text{или} \quad p_k^* = p_k^* - \frac{\rho C_k^*}{2}. \quad (1.15)$$

Обычно в сечении за компрессором несложно измерить и заторможенное, и статическое давление, по их отношению p_k/p_k^* определяется величина $\pi(\lambda_k)$ и $\tau(\lambda_k)$. Тогда

$$T_k = T_k^* \tau(\lambda_k). \quad (1.16)$$

КАМЕРА СГОРАНИЯ

Потери давления заторможенного потока в камере сгорания вызываются гидравлическим и тепловым сопротивлением. Эти потери оцениваются отношением давления перед турбиной (за камерой сгорания) к давлению за компрессором (перед камерой сгорания) в виде коэффициента потери давления заторможенного потока:

$$\sigma_{kc} = \frac{p_\Gamma^*}{p_k^*} = 0,93 \dots 0,96. \quad (1.17)$$

Измерение статического давления за КС обычно не производят, поэтому, используя результаты ранее проведенных экспериментов, можно принять

$$\sigma_{kc} = 0,955; \quad \lambda_{kc} = \lambda_\Gamma = 0,35.$$

Определив по величине λ_Γ функции $\pi(\lambda_\Gamma)$ и $\tau(\lambda_\Gamma)$ для $k_\Gamma=1,33$, можно вычислить

$$p_\Gamma = p_k \sigma_{kc} \pi(\lambda_\Gamma); \quad (1.18)$$

$$T_{\Gamma} = T_{\Gamma}^* \tau(\lambda_{\Gamma}). \quad (1.19)$$

ТУРБИНА

Степень понижения заторможенного давления в турбине зависит от величины удельной работы турбины и температуры газа перед ней:

$$L_{\Gamma}^* = c_{p\Gamma} T_{\Gamma}^* \left(1 - \frac{1}{\pi_{\Gamma}^{*\frac{k-1}{k}}} \right) \eta_{\Gamma}, \quad (1.20)$$

Откуда

$$\frac{1}{\pi_{\Gamma}^{*\frac{k-1}{k}}} = 1 - \frac{L_{\Gamma}}{\eta_{\Gamma} c_{p\Gamma} T_{\Gamma}^*}. \quad (1.21)$$

Таким образом, чем больше работа турбины L_{Γ}^* и чем ниже T_{Γ}^* и η_{Γ} , тем больше величина π_{Γ} . Исходя из баланса мощностей компрессора и турбины можно записать, что

$$L_{\Gamma} = L_{\kappa} / \eta_{\text{м}}. \quad (1.22)$$

Величина заторможенного давления газа за турбиной определяется степенью понижения давления в турбине и величиной давления газа на входе в турбину:

$$p_{\Gamma}^* = p_{\Gamma} / \pi_{\Gamma}^*. \quad (1.23)$$

ВЫХОДНОЕ УСТРОЙСТВО

При истечении газа из сужающихся сопел ТРД возникают потери, которые в основном обусловлены трением потока о стенки. Они приводят к снижению скорости истечения в выходном сечении сопла и заторможенного давления в этом сечении. Потери заторможенного давления оцениваются коэффициентом сохранения давления заторможенного потока:

$$\sigma_{\text{с}} = \frac{p_{\text{с}}^*}{p_{\Gamma}^*} = \frac{\pi(\lambda_{\text{с}})}{\pi(\lambda_{\text{с}_s})}, \quad (1.24)$$

где $\pi(\lambda_{\text{с}_s}) = \frac{p_{\text{с}}}{p_{\Gamma}^*}$, а $p_{\text{с}} = p_{\text{н}}$.

По $\pi(\lambda_{\text{с}_s})$ с помощью таблиц ГДФ определяется приведенная скорость в

изоэнтропическом процессе λ_{c_s} . Затем вычисляется $\lambda_c = \lambda_{c_s} \varphi_c$, где величина $\varphi_c = 0,97... 0,995$. (Для ТРД ТС-12 $\varphi_c = 0,98$),

Далее по таблицам ГДФ определяется величина $\pi(\lambda_c)$.

1.3. Сила тяги ВРД

Основной задачей воздушно-реактивного двигателя (ВРД) является создание силы тяги:

$$P = (G_B + G_m)C_c - G_B V_{\Pi} + F_c (p_c - p_n), \quad (1.25)$$

где G_B, G_m - секундные расходы воздуха и топлива;

C_c, p_c - скорость и давление продуктов сгорания в выходном сечении сопла площадью F_c ;

p_n - давление окружающей среды;

V_{Π} - скорость полета летательного аппарата (ЛА).

Определение величины силы тяги и других важнейших параметров ВРД – главная задача испытаний двигателя.

Если ВРД испытывается на стенде, где скорость полета не имитируется (V_{Π}) и сопло двигателя работает на расчетном режиме ($p_c = p_n$), то выражение (1.25) упрощается:

$$P = (G_B - G_m) C_c. \quad (1.26)$$

Таким образом, сила P создается за счет разгона от скорости V_n до скорости C_c в единицу времени рабочего тела массой

$$G_r = G_B + G_m. \quad (1.27)$$

Струя газа имеет кинетическую энергию $\frac{G_r \cdot C_c^2}{2}$, следовательно, такую энергию необходимо подвести к рабочему телу.

Для этого в ВРД используется химическая энергия топлива.

При горении керосина выделяется тепло

$$Q_1 = H_u q_m.$$

Величину H_u называют низшей теплотворной способностью топлива, поскольку это количество теплоты выделяется при полном его сгорании. Для керосина $H_u = 42900$ Дж/кг.

Первым видом потерь в процессе энергопреобразования является неполнота сгорания в камере сгорания. При превращении химической энергии в теплоту Q_1 на каждый кг рабочего тела в современных ВРД эти потери

составляют 0,5-2% ($\eta_r = 0,995-0,98$).

В ВРД преобразование теплоты Q_I в механическую энергию движения струи газов E_k происходит при изменении параметров рабочего цикла в соответствии с термодинамическим циклом Брайтона. Для их качественной оценки необходимо знать в каждом характерном сечении параметры рабочего тела - p, T, C .

1.4. Экспериментально-расчетное определение параметров в проточной части двигателя и дроссельной характеристики

1.В двигатель, установленный на испытательном стенде, воздух поступает из окружающей среды с давлением p_n и температурой T_n за счет разряжения, которое создается в сечении В-В при работе компрессора. Процесс Н-В протекает во входном устройстве в идеальном случае без потерь и без обмена энергией с окружающей средой. В стендовых условиях максимальное приближение к такому процессу достигается постановкой на входе в двигатель так называемого лемнискатного насадка. Он спроектирован таким образом, что воздух втекает в двигатель с минимальными потерями (т. е. $\sigma_{вх} = 1,0$).

Допуская, что процесс Н-В энергоизолированный, можно, измерив параметры p_n и T_n в сечении Н-Н, соответствующие состоянию окружающей среды, рассчитать параметры в сечении В-В.

Действительно, все параметры торможения в энергоизолированном потоке постоянны:

$$i_B^* = i_n^* ; \quad p_B^* = p_n^* = p_n ; \quad T_B^* = T_n^* = T_n ; \quad \rho_B^* = \rho_n^* . \quad (1.28)$$

Измерив статическое давление p_B на стенке лемнискатного насадка, можно найти газодинамическую функцию (ГДФ)

$$\pi(\lambda) = \frac{p_B}{p_B^*} , \quad (1.29)$$

и затем по таблицам ГДФ определить функцию

$$\tau(\lambda) = \frac{T_B}{T_B^*} \quad \text{и} \quad q(\lambda_B) \quad (1.30)$$

и их аргумент $\lambda_B = C_B / a_{кр}$. Откуда скорость потока

$$C_B = \lambda_B a_{кр} . \quad (1.31)$$

В этих выражениях

$$a_{кр} = \sqrt{\frac{2k}{k+1} RT^*} ,$$

где $k = c_p / c_v$ - показатель адиабаты (для воздуха $k = 1,4$),

R - газовая постоянная (для воздуха $R = 0,287$ Дж/кг К).

По параметрам (1.28) из выражений (1.30) и (1.31) можно найти статическую температуру T_B . Для определения удельного объема в сечении В-В достаточно использовать уравнение Менделеева-Клайперона

$$\nu = \frac{RT}{p}, \quad (1.32)$$

где ν - удельный объем, м³/кг; R - кДж/кг К; T - в градусах К.

По найденным параметрам можно определить секундный расход воздуха через двигатель (кг/с). Причем для его расчета применимо одномерное уравнение неразрывности, поскольку лемнискатный насадок обеспечивает в сечении, где измеряются все параметры потока, практически равномерную эпюру скоростей:

$$G_B = \frac{m_B q(\lambda_B) p_B^* F_B}{\sqrt{T_B^*}}, \quad (1.33)$$

где F_B - площадь поперечного сечения цилиндрической части лемнискатного насадка ($F_B = 1,65 \cdot 10^{-2}$ м²).

2. Процесс повышения давления В-К осуществляется в компрессоре (см. рис.1.1) за счет вращения ротора от турбины. Лопатки компрессора, воздействуя на рабочее тело (воздух), совершают над ним в единицу времени работу

$$L_K = i_K^* - i_B^* = c_{pB} (T_K^* - T_B^*), \quad (1.34)$$

где L_K - работа, которая передается в компрессоре единице массы рабочего тела, c_{pB} - удельная теплоемкость воздуха.

В этом процессе заторможенная энтальпия рабочего тела растет, т.к. к нему подводится энергия, давление (p и p^*) увеличивается, удельный объем уменьшается. В идеальном случае процесс повышения давления должен представлять собой адиабату ($\delta Q = 0$):

$$p_B (\nu_B)^k = p_K (\nu_K)^k. \quad (1.35)$$

Здесь ν_B - удельный объем, который имел бы воздух в конце идеального процесса сжатия. Этот процесс можно рассчитать по формуле (1.35), предварительно вычислив константу по параметрам в сечении В-В.

В реальном компрессоре часть его работы затрачивается на преодоление так называемого гидравлического сопротивления, причем эта работа в итоге превращается в теплоту, что приводит к дополнительному (в сравнении с адиабатическим повышением давления) подогреву воздуха. Поэтому

действительный процесс повышения давления протекает по более сложному термодинамическому процессу – политропе:

$$p_B v_B^n = p_K v_K^n. \quad (1.36)$$

Для его расчета после компрессора измеряют величины p_K , p_K^* , T_K^* . Расчет статической температуры потока проводится по формулам (1.16) и (1.32), расчет скорости потока за компрессором - аналогично (1.31). Показатель политропы сжатия из уравнения (1.36) можно рассчитать по параметрам в начале и конце процесса:

$$n = \frac{\ln(p_K/p_B)}{\ln(v_K/v_B)}. \quad (1.37)$$

Действительный процесс В-К рассчитывается так же, как и адиабатический.

3. После компрессора рабочее тело попадает в камеру сгорания, где, взаимодействуя с топливом, оно меняет состав, превращаясь в продукты сгорания, при этом показатель адиабаты $\kappa_\Gamma = 1,33$.

Так реализуется процесс подвода теплоты Q_1 . В идеальном цикле этот процесс происходит без потерь механической энергии потока газа, что соответствует изобаре:

$$p_K^* = p_\Gamma^* = \text{const}. \quad (1.38)$$

В реальной камере сгорания существуют гидравлические потери и заторможенное давление снижается:

$$\sigma_{KC} = \frac{p_\Gamma^*}{p_K^*} \leq 1. \quad (1.39)$$

Конечно, эту величину, как и другие параметры в конце камеры сгорания, полезно получить непосредственным замером, однако из-за высокого уровня температур в этом сечении двигателя качественные и хорошо воспроизводимые замеры здесь затруднены. Поэтому все параметры рабочего тела в точке Γ цикла рассчитываются, используя результаты проведенных ранее специальных экспериментов. В них получено (для ТРД ТС-12М)

$$\sigma_{KC} = 0,955, \quad (1.40)$$

$$\lambda_{KC} = \lambda_\Gamma = 0,35. \quad (1.41)$$

Расчет недостающих параметров за камерой сгорания может быть выполнен с использованием формул и рекомендаций раздела 1.2:

$$p_K^* = p_\Gamma^* \sigma_{KC}^*;$$

$\pi(\lambda_\Gamma)$, $\tau(\lambda_\Gamma)$ по $\lambda_\Gamma = 0,35$ и таблицам ГДФ, T_Γ^* - по q_m и T_K^* и номограмме $q_m = f(T_K^*, T_\Gamma^*)$.

Таким образом,

$$T_{\Gamma} = T_{\Gamma}^* \tau(\lambda_{\Gamma}); \quad p_{\Gamma} = p_{\Gamma}^* \pi(\lambda_{\Gamma}); \quad C_{\Gamma} = \lambda_{\Gamma} a_{\text{кр}}; \quad a_{\text{кр}} = 18,1 \sqrt{T_{\Gamma}^*}; \quad v_{\Gamma} = \frac{R_{\Gamma} T_{\Gamma}}{p_{\Gamma}}.$$

К сечению Г-Г подвод энергии к рабочему телу заканчивается. Оно имеет максимальные значения температуры T_{Γ}^* и энтальпии торможения i_{Γ}^* .

Далее начинается расходование энергии, происходит это в процессе расширения продуктов сгорания в турбине (Г-Т), а затем в канале выходного устройства (Т-С).

4. В турбине часть энергии i_{Γ}^* преобразуется в механическую работу вращения ротора:

$$L_{\Gamma} = i_{\Gamma}^* - i_{\Gamma} = c_{p\Gamma} (T_{\Gamma}^* - T_{\Gamma}), \quad (1.42)$$

где $c_{p\Gamma}$ - удельная теплоемкость газа, L_{Γ} - работа, которая передается турбине от единицы массы рабочего тела.

В турбореактивных двигателях эта работа расходуется на привод компрессора и агрегатов обслуживания двигателя и самолета. Последняя по величине обычно очень не велика, поэтому ее учитывают вместе с механическими потерями, неизбежными в процессе передачи энергии от турбины к компрессору:

$$\eta_{\text{м}} = \frac{L_{\text{к}}}{L_{\Gamma}} = 0,99.$$

Температуру за турбиной T_{Γ}^* получают прямым замером. В этом же сечении измеряют p_{Γ} и p_{Γ}^* . Вычисляют

$$\pi(\lambda_{\Gamma}) = \frac{p_{\Gamma}}{p_{\Gamma}^*}.$$

Из таблиц ГДФ определяют $\tau(\lambda_{\Gamma})$ и по $a_{\text{кр}} = 18,1 \sqrt{T_{\Gamma}^*}$ вычисляют $C_{\Gamma} = \lambda_{\Gamma} a_{\text{кр}}$.

По полученным из таблиц ГДФ значениям $\tau(\lambda_{\Gamma})$ вычисляют

$$T_{\Gamma} = T_{\Gamma}^* \tau(\lambda_{\Gamma}), \quad \text{а также удельный объем:}$$

$$v_{\Gamma} = \frac{R_{\Gamma} T_{\Gamma}}{p_{\Gamma}} \quad \text{для} \quad R_{\Gamma} = 0,2872 \text{ кДж/кг К.}$$

5. Дальнейшее расширение рабочего тела до давления

$$p_{\text{с}} = p_{\text{н}} \quad (1.43)$$

происходит в канале сопла. Поскольку в идеальном цикле этот процесс считается энергоизолированным, то полный запас энергии в рабочем теле остается неизменным от сечения Т-Т до сечения С-С:

$$i_{\Gamma}^* = i_{\text{с}}^*, \quad p_{\Gamma}^* = p_{\text{с}}^*$$

Ускорение потока происходит за счет преобразования оставшейся части потенциальной энергии рабочего тела в кинетическую. В действительности в этом движении могут быть гидравлические потери и потери тепла через стенку, поэтому скорость C_c , с которой газ покидает сопло, всегда ниже той, что могла бы получиться при энергоизолированном расширении. Измерив реальные величины p_T^* и T_T^* , можно найти остальные параметры потока:

$$p_c^* = p_T^* \sigma_c,$$

где $\sigma_c = 0,99$, $\pi(\lambda_c) = \frac{p_H - p_c}{p_H}$

по таблицам ГДФ $\pi(\lambda_T)$, $\tau(\lambda_T)$.

Затем определяются

$$T_c = T_T^* \tau(\lambda_c); \quad C_c = \lambda_c a_{кр}; \quad v = \frac{R_T \cdot T_c}{p_c}.$$

Идеальный процесс, объединяющий условно расширение газа в турбине и в канале сопла, можно рассчитать по уравнению адиабаты

$$p_T v_T^k = p_c v_c^k = \text{const}, \quad (1.44)$$

где $k=1,33$, а p_T – давление в конце «идеальной» камеры сгорания:

$$p_T = p_k.$$

В реальном процессе внутренняя энергия продуктов сгорания не только тратится на совершение работы в турбине и разгон потока, но и частично теряется из-за несовершенства этих узлов. Расширение происходит по политропе

$$p_T v_T^n = p_c v_c^n = \text{const}. \quad (1.45)$$

Оценивая по результатам эксперимента показатель политропы

$$n = \frac{\ln(p_T / p_c)}{\ln(v_0 / v_T)}, \quad (1.46)$$

по выражению (1.45) можно рассчитать процесс реального расширения газа до давления p_T .

6. Процесс С-Н условно замыкает цикл. Это - изобарическое охлаждение рабочего тела за пределами двигателя в окружающей среде. Газы, вытекающие из сопла, уносят с собой энергию i_c и, остывая до температуры T_n , они отдают в атмосферу количество тепла Q_2 .

Разница $Q_1 - Q_2$ идет на совершение полезной работы цикла и частично теряется в процессе преобразования теплоты в механическую энергию.

Определение дроссельной характеристики двигателя

Дроссельной характеристикой ГТД называется зависимость основных технических данных двигателя P , G_B , G_m , $C_{уд}$, G_B , T_T^* от параметра режима работы, в качестве которого обычно используется частота вращения ротора.

Перечисленные параметры будучи непосредственно измерены в значительной мере зависят от температуры и давления окружающего воздуха. Для исключения такого влияния используют формулы приведения к стандартным атмосферным условиям ($p_H = 101,33$ кПа и $T_B = 288,16$ К).

Формулы приведения измеренных параметров:

$$n_{пр} = n_{изм} \sqrt{\frac{288,16}{T_B^*}}; \quad P_{пр} = P_{изм} \frac{101,33}{p_H^*};$$

$$T_{пр}^* = T_{изм}^* \frac{288,16}{T_B^*}; \quad p_{пр} = p_{изм} \frac{101,33}{p_H^*};$$

$$G_{B.пр} = G_{B.изм} \frac{101,33}{p_H^*} \sqrt{\frac{T_B^*}{288,16}}; \quad G_{m.пр} = G_{m.изм} \frac{101,33}{p_H^*} \sqrt{\frac{288,16}{T_B^*}};$$

$$C_{уд.пр} = C_{уд.изм} \sqrt{\frac{288,16}{T_B^*}}.$$

Полученные приведенные к САУ значения параметров используют для построения приведенной дроссельной характеристики. Известно, что на характеристике компрессора, обычно представляемой в координатах G_B пр и π_K^* , можно нанести линию совместной работы элементов ГТД (ЛРР) (рис.1.4.).

На приведенной дроссельной характеристике и на характеристике компрессора можно проследить влияние на эти параметры изменения площади выходного сопла. Это достигается проведением двух испытаний двигателя с соплами, имеющими разную площадь F_c .

При увеличении площади выходного сечения сопла меняются условия совместной работы и, соответственно, линия рабочих режимов (ЛРР) смещается вниз (рис.1.4.).

При этом возрастает степень понижения давления газа в турбине π_T^* , т.к. уменьшение сопротивления сопла приводит к понижению давления p_T^* , мощность турбины повышается, становится больше мощности компрессора, что ведет к увеличению частоты вращения ротора.

Регулятор, поддерживающий $n = \text{const}$, уменьшает расход топлива, что ведет к снижению T_T^* и соответствующему смещению вниз ЛРР.

Степень расширения в выходном устройстве π_c и температура T_T^* уменьшаются в этом случае не только за счет увеличения π_T^* , но и вследствие снижения π_K^* и T_G^* .

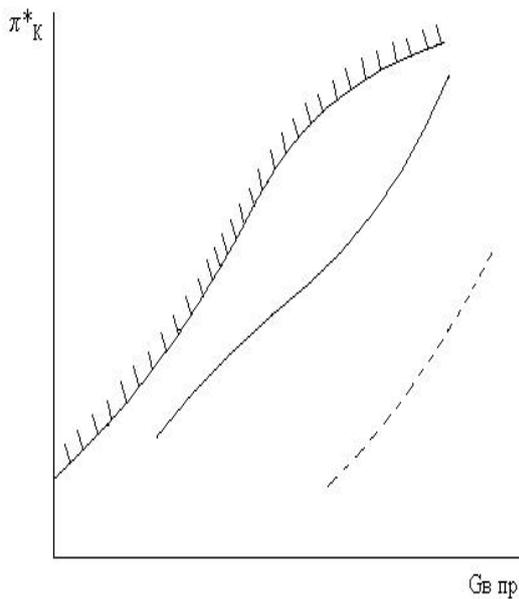


Рис.1.4. К построению линии совместной работы:

----- -ЛРР при $F_{c1} = \text{const}$;
 - - - - - ЛРР при $F_{c2} > F_{c1}$

Соответственно снижается $P_{уд}$ и P . Снижение при этом удельного расхода топлива объясняется главным образом уменьшением T_G^* .

Список литературы к гл.1

1. Кулагин, В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: учебник./ В.В. Кулагин. – М.: Машиностроение, 2002. – 616с.
2. Заботин, В.Г. Теплотехнические измерения в двигателях летательных аппаратов: учеб. пособие / В.Г Заботин, А.Н Первышин. – Куйбышев: КуАИ, 1983. – 70с.
3. Кузьмичев, В.С. Экспериментальное изучение рабочего процесса ТРД: метод. указания /В.С. Кузьмичев, В.Г. Маслов, В.Р. Стуканов. – Куйбышев: КуАИ, 1989. – 20с.
4. Ковылов, Ю. Л. Определение параметров газового потока в тракте ТРД и анализ его термодинамического цикла: метод. указания / Ю. Л. Ковылов, А.Н. Первышин. - Куйбышев: КуАИ, 1987. – 25с.

ГЛАВА 2. СОВМЕШТАЯ РАБОТА УЗЛОВ ГТД И ЕГО ХАРАКТЕРИСТИКИ

Характеристики двигателя – это зависимости тяги (мощности), расхода топлива, удельных и других параметров от режима работы или от внешних условий. Анализ характеристик двигателя включает как составную часть анализ совместной работы узлов двигателя, поскольку взаимодействие узлов обуславливает изменение всех параметров рабочего процесса, КПД узлов и коэффициентов при изменении режима или внешних условий. Такой анализ позволяет понять "поведение" выполненного двигателя в различных условиях эксплуатации.

Совместная работа узлов представляет, кроме того, самостоятельный интерес, так как из условия совместной работы определяется положение рабочих точек на характеристиках узлов, что позволяет оценить запасы устойчивой работы компрессора, т.е. газодинамическую надежность двигателя. Без анализа взаимодействия узлов нельзя выбрать закон управления двигателя и рассчитать его характеристики. Согласование узлов является, наконец, необходимой ступенью газодинамической доводки двигателя.

В качестве примера совместная работа узлов ГТД проанализирована для двухвального ТРДД с отдельным истечением потоков, поскольку схема этого двигателя простая и достаточно общая.

Различные схемы турбовинтовых и турбовальных двигателей можно также рассматривать как частный случай ТРДД с отбором мощности от турбины ВД или НД. Поэтому сделанный здесь предварительный общий анализ основных уравнений совместной работы узлов справедлив для газотурбинных двигателей различных типов и схем.

Исключение составляет ТРДД со смешением потоков, однако и для него справедливы в основном выводы, сделанные в этой главе.

Анализ совместной работы узлов газотурбинного двигателя довольно сложен, так как параметры узлов взаимосвязаны и эту связь не всегда можно выразить аналитически. В графическом виде, например, задаются обычно характеристики каждого узла, необходимые для такого анализа.

Для упрощения задачи вначале рассмотрена совместная работа входного устройства и компрессора, турбины и сопла, узлов газогенератора турбокомпрессора низкого давления, а в заключение рассмотрены особенности совместной работы узлов ТРД(Д) с одним управляющим фактором, ТРД с регулируемым соплами одновального ТВД с двумя управляющими факторами.

2.1. Совместная работа входного устройства и компрессора

Совместная работа рассматриваемых узлов проанализирована в гл. 2 учебника [1]. Получено уравнение неразрывности потока, проходящего через входное устройство (ВУ) и компрессор, которое представим в следующем виде:

$$\varphi q(\lambda_{\Pi}) = \sigma_{\text{ВХ}} \bar{F}_{\text{В}} q(\lambda_{\text{В}}). \quad (2.1)$$

В этом уравнении две неизвестные величины: коэффициент восстановления полного давления $\sigma_{\text{ВХ}}$ и коэффициент расхода φ , который определяет расход воздуха через двигатель.

(Приведенные скорости λ_{Π} и $\lambda_{\text{В}}$ задаются соответственно скоростью полета и режимом работы компрессора, а относительная площадь входа $F_{\text{В}} = F_{\text{В}} / F_{\text{ВХ}}$ для выполненного двигателя – величина постоянная.)

Между ними существует дополнительная связь, накладываемая характеристикой входного устройства, с учетом которой величины φ и $\sigma_{\text{ВХ}}$ могут быть определены из уравнения (2.1).

Расход воздуха через двигатель практически однозначно определяется компрессором в случае его работы с дозвуковым воздухозаборником, а также на докритических режимах работы сверхзвукового ВУ. На сверхкритических режимах расход воздуха определяется входным устройством, а коэффициент восстановления давления $\sigma_{\text{ВХ}}$ – не гидравлическими и газодинамическими потерями, а условиями согласования узлов [1].

В учебнике [1] показано, что величина $\sigma_{\text{ВХ}}$ оказывает значительное влияние на удельную тягу и удельный расход топлива.

Ещё более значительное влияние величина $\sigma_{\text{ВХ}}$ оказывает на тягу выполненного двигателя.

Поэтому совместная работа ВУ и компрессора существенно влияет на эффективность работы двигателя в целом.

2.2. Совместная работа турбины и сопла

Для выявления основных закономерностей совместной работы турбины и сопла необходимо уравнение неразрывности потока, проходящего через них, решить с учетом характеристик этих узлов.

Характеристики выходного сопла и турбины. В простейшем случае тяговые и расходные характеристики сопла могут быть заданы как зависимости от располагаемой степени понижения давления $\pi_{\text{с}}$ соответственно коэффициента скорости $\varphi_{\text{с}}$ и относительной пропускной способности $\mu_{\text{с}} q(\lambda_{\text{с.кр}})$. В таком виде они и рассматриваются здесь (рис. 2.1, а).

В рассматриваемом случае характеристика турбины с достаточной точностью может быть выражена как зависимость КПД и относительной пропускной способности от $\pi_{\text{т}}^*$ (рис. 2.1, б):

$$\eta_{\text{т}}^* = f_1(\pi_{\text{т}}^*); \quad \mu_{\text{с.а}} q(\lambda_{\text{с.а}}) = f(\pi_{\text{т}}^*),$$

что позволяет значительно упростить анализ совместной работы узлов ГТД.

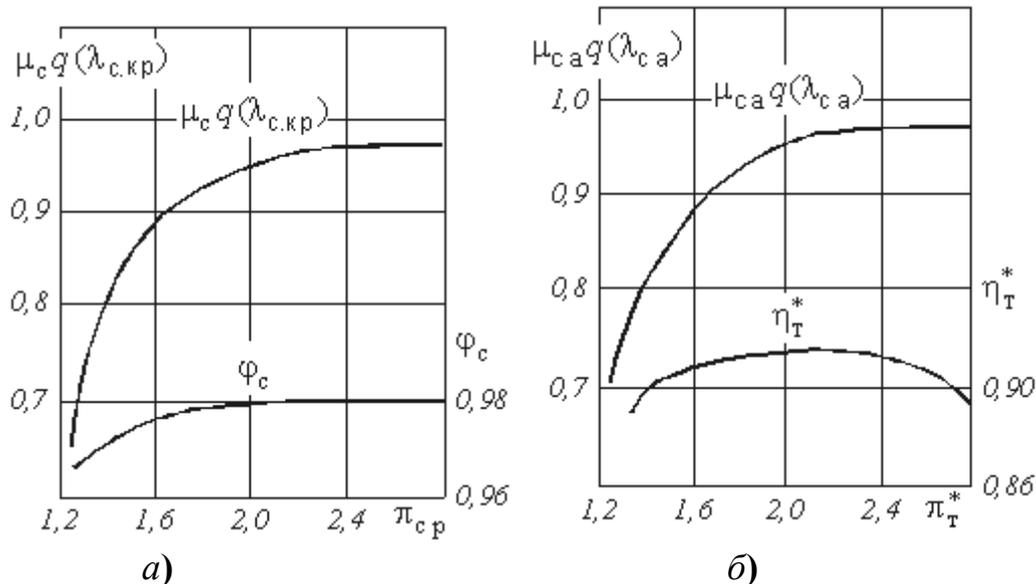


Рис. 2.1. Характеристики сопла а) и турбины б)

Уравнение неразрывности потока. Запишем его для сечений на входе в турбину низкого давления ТНД и на выходе из сопла, точнее, для минимальных (критических) сечений на выходе из первого соплового аппарата и сопла:

$$G_{c.aнд} v_{c.a-c} = G_c,$$

где $v_{c.a-c} = 1 + G_{охл} / G_{c.aнд}$ – коэффициент, характеризующий изменение массы рабочего тела между сечениями с.аНД и С.КР I; $G_{охл}$ – расход охлаждающего воздуха, поступающего в проточную часть между сечениями с.а нд и с. кр I.

Здесь и далее минимальное сечение сопла внутреннего контура с. кр I обозначается с. кр или с.

Выразим расходы $G_{c.aнд}$ и G_c через пропускные способности турбины и сопла (3.10) [1], и после преобразования при условии, что

$$\frac{\mu_c}{\mu_{ca}} = 1; v_{c.a-c} = 1 \text{ и } q(\lambda_{c.aнд}) = 1,$$

$$\text{будем иметь } \pi_{тнд}^* \sqrt{1 - l_{тнд}} = \frac{F_{с.кр}}{F_{с.а нд}} q(\lambda_{с.кр}). \quad (2.2)$$

Из (рис.2.2) следует, что на режимах сверхкритического истечения газа из сопла, т.е. при $q(\lambda_{с.кр}) = 1$, степень понижения давления газа в турбине НД практически однозначно определяется отношением площадей $F_{с.кр} / F_{с.анд}$, а следовательно при нерегулируемых площадях величина $\pi_{тнд}^*$ постоянна. (В этом случае изменяющиеся внешние условия не влияют на пропускную способность сопла и работу турбины, так как малые возмущения не распространяются против течения сверхзвукового потока. Турбина газодинамически "заперта" звуковым потоком.)

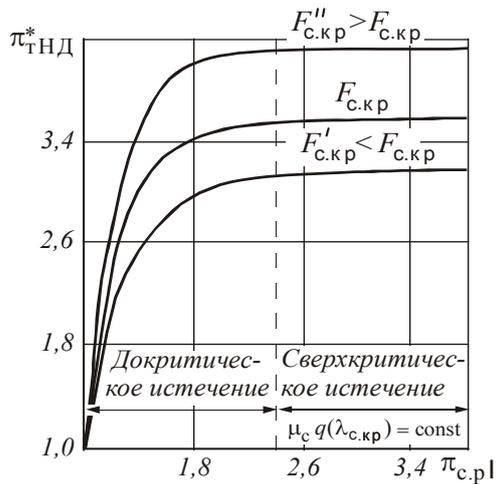


Рис. 2.2. Зависимости
 $\pi^*_{ТНД} = f(\pi_{ср1})$ для
 $F_{с.кр} = \text{var}$

На режимах *докритического* истечения газа из сопла при $F_{с.кр} / F_{с.а.нд} = \text{const}$ величина $\pi^*_{ТНД}$ определяется относительной плотностью тока $q(\lambda_{с.кр})$, а поскольку относительная плотность тока зависит только от степени понижения давления $\pi_{ср}$ (см. рис. 2.1,а), то, следовательно, из условия совместной работы турбины и сопла однозначно определяется зависимость $\pi^*_{ТНД} = f(\pi_{ср})$.

Таким образом, на выполненном двигателе степень понижения давления $\pi^*_{ТНД}$ определяется из условия совместной работы турбины и сопла, в отличие от проектируемого ТРДД, на котором $\pi^*_{ТНД}$ определяется из условия баланса мощности турбины и компрессора.

Влияние регулирования турбины и сопла. Степень понижения давления газа в турбине можно изменять путем регулирования площадей минимального сечения сопла и соплового аппарата турбины.

Уменьшение площади выходного сечения $F_{с.кр}$ приводит к снижению $\pi^*_{ТНД}$ (см. рис. 2.2), что объясняется уменьшением пропускной способности сопла. При уменьшении площади $F_{с.а.нд}$ значение $\pi^*_{ТНД}$ возрастает. Уменьшение $F_{с.кр}$ и $F_{с.а.нд}$ приводит к повышению давления т.к. растет давление перед турбиной, в результате степень понижения давления в турбине повышается.

2.3. Совместная работа узлов газогенератора

Компрессор, камера сгорания и турбина составляют газогенератор. Он входит в схему любого ГТД, и рассмотренные закономерности совместной работы его узлов одинаково справедливы как для многовальных двигателей, так и для одновального ТРД.

Совместная работа камеры сгорания и турбины ВД

Работа камеры сгорания и турбины удовлетворяет условию неразрывности потока. Уравнение неразрывности запишем для сечений на входе в камеру сгорания К (на выходе из компрессора) и на выходе из первого соплового аппарата турбины (с.а.):

$$G_K - G_{\text{охл}} - G_{\text{отб}} - G_{\text{ут}} + G_m = G_K \nu_{\text{к-с.а}} = G_\Gamma,$$

где $\nu_{\text{к-с.а}}$ – коэффициент, характеризующий изменение массы рабочего тела между сечениями К и с.а; $G_{\text{охл}}$ – расход воздуха, отбираемого на охлаждение узлов горячей части; $G_{\text{отб}}$ – расход воздуха, отбираемого на самолетные нужды; $G_{\text{ут}}$ – утечка воздуха; G_m – секундный расход топлива через камеру сгорания.

Выразим G_K и G_Γ соответственно через параметры потока в сечении за компрессором и пропускную способность турбины, и после преобразования получим

$$q(\lambda_K) = \frac{B}{\sqrt{T_\Gamma^*/T_K^*}}, \quad (2.3)$$

$$\text{где } B = \frac{\sigma_{\text{к.с}} m_\Gamma \mu_{\text{с.а}} q(\lambda_{\text{с.а}}) F_{\text{с.а}}}{m_B F_K \nu_{\text{к-с.а}}}.$$

Величина B в большом диапазоне летных условий на основных режимах работы двигателя $\nu_{\text{к-с.а}}$ изменяется несущественно. Поэтому приведенная скорость λ_K изменяется главным образом вследствие изменения степени подогрева газа в камере сгорания.

С увеличением T_Γ^*/T_K^* величина λ_K снижается из условия неразрывности потока, что является следствием уменьшения плотности газа на выходе из камеры сгорания.

В случае регулируемой турбины значительно изменяется величина $\mu_{\text{с.а}} q(\lambda_{\text{с.а}}) F_{\text{с.а}}$. Поэтому в общем случае приведенная скорость на входе в камеру сгорания λ_K , а следовательно и пропускная способность сети за компрессором, определяются в основном пропускной способностью турбины и степенью подогрева газа в камере сгорания.

Совместная работа компрессора и турбины ВД

Работа компрессора и турбины на установившихся режимах должна удовлетворять трем условиям: неразрывности потока; балансу мощности; равенству частот вращения роторов.

Характеристика турбины (см. рис. 2.1,б) не зависит от частоты вращения ротора, поэтому третье условие совместной работы компрессора и турбины не рассматривается.

Уравнение неразрывности потока. Для сечения на входе в компрессор и для критического сечения первого соплового аппарата турбины это уравнение можно получить, если в исходном соотношении $G_{\text{ввд}} \nu_\Gamma = G_\Gamma$ расходы $G_{\text{ввд}}$ и G_Γ выразить через параметры рабочего тела в рассматриваемых сечениях. Представим его в следующем виде:

$$q(\lambda_{\text{ВВД}}) = \frac{\pi_{\text{КВД}}^*}{\sqrt{T_{\Gamma}^*/T_{\text{ВВД}}^*}} A, \quad (2.4)$$

где

$$A = \frac{m_{\Gamma} F_{\text{с.а}}}{m_{\text{В}} F_{\text{ВВД}}} \frac{\sigma_{\text{к.с}}}{v_{\Gamma}} \mu_{\text{с.а}} q(\lambda_{\text{с.а}}),$$

$T_{\Gamma}^*/T_{\text{ВВД}}^*$ – степень повышения температуры рабочего тела перед турбиной газогенератора, равная произведению степени подогрева газа в камере сгорания $T_{\Gamma}^*/T_{\text{К}}^*$ и степени повышения температуры воздуха в компрессоре $T_{\text{К}}^*/T_{\text{ВВД}}^*$.

Для двигателя с нерегулируемыми проходными сечениями и без отбора воздуха на самолетные нужды величина A на большинстве рабочих режимов сохраняется примерно постоянной. На характеристику компрессора можно нанести линии постоянного отношения температур $T_{\Gamma}^*/T_{\text{ВВД}}^*$ (рис. 2.3).

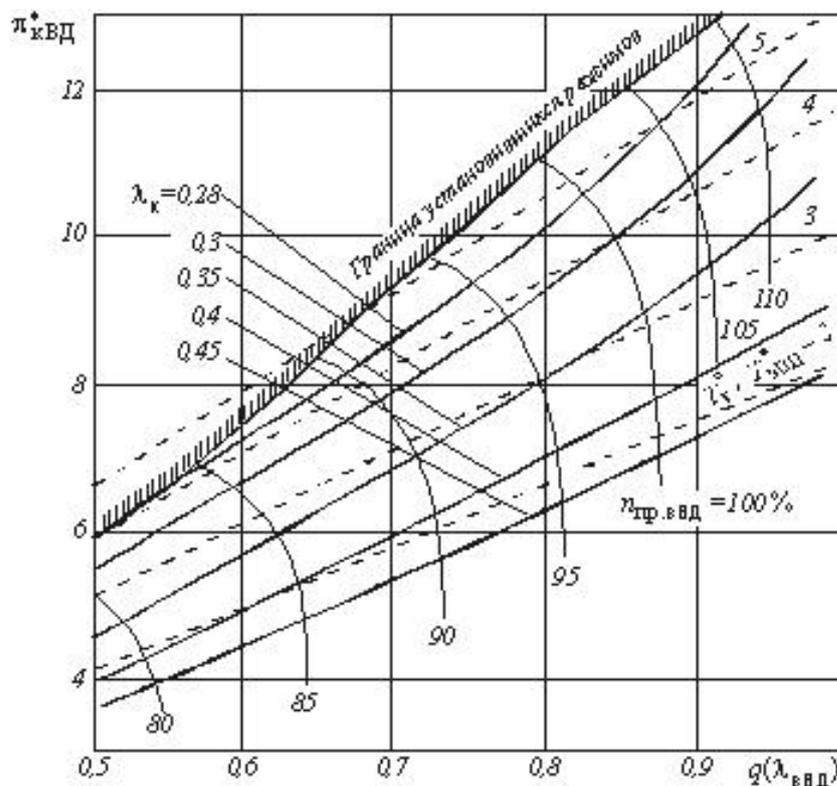


Рис. 2.3. Характеристика компрессора с линиями:

— $\lambda_{\text{к}} = \text{const}$; - - - $T_{\Gamma}^*/T_{\text{ВВД}}^* = \text{const}$

При $T_{\Gamma}^*/T_{\text{ВВД}}^* = \text{const}$ плотность тока $q(\lambda_{\text{ВВД}})$ пропорциональна степени повышения давления в компрессоре $\pi_{\text{КВД}}^*$, поскольку изменяющийся за счет $q(\lambda_{\text{ВВД}})$ расход воздуха может пройти через минимальное сечение соплового аппарата турбины $F_{\text{с.а}}$ только при таком же изменении давления

p_k^* . При $\pi_k^* = \text{const}$ значение $q(\lambda_{\text{ВВД}})$ определяется величиной $\sqrt{T_{\Gamma}^*/T_{\text{ВВД}}^*}$, т.е. главным образом степенью подогрева газа в камере сгорания.

При снижении величины A линии $T_{\Gamma}^*/T_{\text{ВВД}}^* = \text{const}$ смещаются к границе помпажа.

Уравнение баланса мощности. Для турбины и компрессора ВД представим его в следующем виде:

$$N_{\text{ТВД}} \eta_{\text{м ВД}} = N_{\text{кВД}} + N_{\text{пот}}.$$

Развиваемая турбиной мощность $N_{\text{ТВД}}$ расходуется на привод компрессора $N_{\text{кВД}}$ и в общем случае – на нужды потребителя $N_{\text{пот}}$, например на привод самолетных агрегатов, электрогенератора или винта (в случае одновального ТВД).

Механический КПД $\eta_{\text{м ВД}}$ учитывает потери мощности в трансмиссии и на привод агрегатов, обслуживающих двигатель.

Преобразуем уравнение баланса мощности:

$$N_{\text{кВД}} = N_{\text{ТВД}} \eta_{\text{т ВД}}.$$

Введем коэффициент, учитывающий отбор мощности потребителю:

$$\eta_{\text{отб ВД}} = \left(1 - \frac{N_{\text{пот}}}{N_{\text{ТВД}} \eta_{\text{т ВД}}} \right).$$

С увеличением отбираемой мощности $N_{\text{пот}}$ коэффициент $\eta_{\text{отб ВД}}$ уменьшается. Для ТВД он существенно меньше единицы и изменяется при изменении режима работы двигателя и внешних условий. Для ТРД отбираемая мощность равна нулю, коэффициент $\eta_{\text{отб ВД}}$ равен единице.

Выразим мощности $N_{\text{кВД}}$ и $N_{\text{ТВД}}$ через удельные работы узлов и тогда получим

$$L_{\text{кВД}} = L_{\text{ТВД}} \nu_{\Gamma} \eta_{\text{м ВД}} \eta_{\text{отб ВД}}. \quad (2.5)$$

Из полученного выражения следует, что соотношение между удельными работами компрессора и турбины зависит от типа двигателя (ТРД или ТВД) и от условий его работы.

Выразим удельную работу компрессора и турбины соответственно через $l_{\text{кВД}}$ и $l_{\text{ТВД}}$ и представим уравнение мощности в следующем виде:

$$l_{\text{кВД}} = \frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\text{ВВД}}^*} l_{\text{ТВД}} Б, \quad (2.6a)$$

$$\text{где } Б = \frac{c_p \nu_{\Gamma}}{c_p} \eta_{\text{м ВД}} \eta_{\text{отб ВД}} \nu_{\Gamma}.$$

Из (2.6a) следует, что соотношение между $l_{\text{кВД}}$ и $l_{\text{ТВД}}$, а значит между $\pi_{\text{кВД}}^*$ и $\pi_{\text{ТВД}}^*$, зависит главным образом от отношения температур $T_{\Gamma}^*/T_{\text{ВВД}}^*$, а также от ν_{Γ} и $\eta_{\text{отб ВД}}$.

На основных рабочих режимах выполненного двигателя степень понижения давления $\pi_{\text{ТВД}}^*$, а следовательно и $l_{\text{ТВД}}$, сохраняются постоянными. На

двигателе без отбора мощности и воздуха постоянна также и величина B . В этом случае согласно уравнению баланса мощности (2.6а) увеличение степени подогрева газа $T_{Г}^*/T_{К}^*$ приводит к однозначному повышению $l_{квд}$ и, соответственно, $\pi_{квд}^*$.

В случае проектируемого ТРД(Д), наоборот, по уравнению баланса мощности определяется работа турбины из условия обеспечения потребной работы компрессора (т.е. заданного значения $\pi_{к}^*$), а увеличение температуры $T_{Г}^*$ приводит к снижению $\pi_{твд}^*$.

Уравнение совместной работы узлов газогенератора. Уравнения (2.5) и (2.6а) решим совместно: из (2.6а) определим отношение температур и подставим его в выражение (2.5). После преобразования имеем

$$q(\lambda_{ввд}) = \frac{\pi_{квд}^*}{\sqrt{l_{квд}}} A \sqrt{l_{твд} B}. \quad (2.7)$$

Для газогенератора с нерегулируемыми сечениями, без отбора мощности и воздуха, при сверхкритическом истечении газа из сопла и при условии, что характеристики узлов не зависят от условий эксплуатации, уравнение (2.7) упрощается:

$$q(\lambda_{ввд}) = \frac{\pi_{квд}^*}{\sqrt{l_{квд}}} C, \quad (2.7а)$$

где $C = A \sqrt{l_{твд} B} = \text{const}$.

В этом случае уравнение (2.7 а) выражается одной линией на характеристике компрессора, которая представляет собой зависимость плотности тока $q(\lambda_{ввд})$ от степени повышения давления в компрессоре $\pi_{квд}^*$ и называется линией совместной работы (рис. 2.4, а). Положение этой линии определяется характеристиками узлов выполненного двигателя и не зависит больше ни от каких факторов.

Совместная работа компрессора и турбины НД

Работа компрессора и турбины НД двухвального ТРДД, как и газогенератора, должна удовлетворять условиям баланса мощности и неразрывности потока.

Степень двухконтурности. Прежде чем перейти к выводу уравнений баланса мощности и неразрывности потока, получим формулу для степени двухконтурности, которая необходима для последующего анализа этих уравнений. Выразим величины расходов воздуха G_{II} и G_I через параметры потока в сечениях С КРП и ВВД (для ТРДД без подпорных ступеней) и, пренебрегая радиальной неравномерностью параметров потока в сечении за компрессором НД и потерями полного давления между компрессорами, получим

$$m = \frac{G_{II}}{G_I} = \frac{q(\lambda_{с.кр II}) F_{с.кр II}}{q(\lambda_{ВД}) F_{ВД}} \sigma_{кан} \sigma_{с II}, \quad (2.8)$$

где $\sigma_{кан}$ – коэффициент восстановления давления в канале наружного контура; $\sigma_{с II}$ – коэффициент восстановления давления в сужающейся части сопла наружного контура; $F_{с.кр II}$ – эффективная площадь минимального сечения сопла наружного контура.

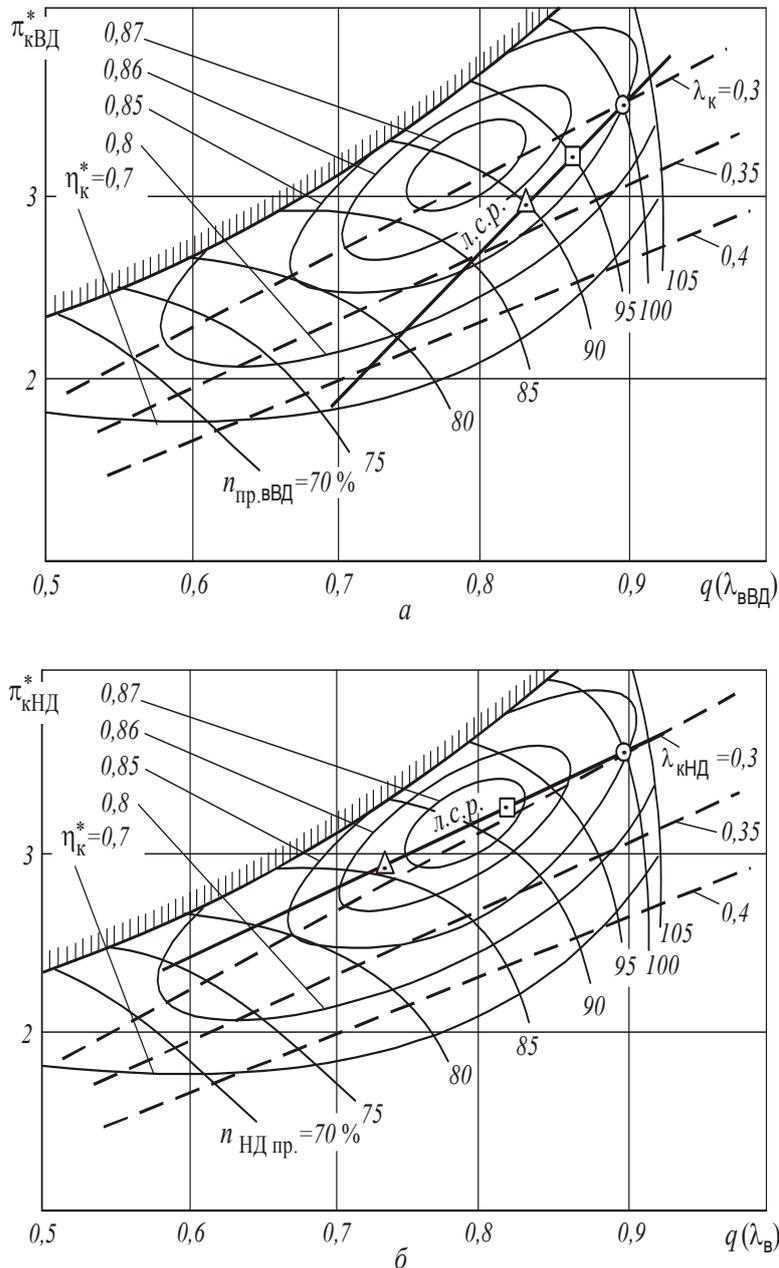


Рис.2.4. Линии постоянной пропускной способности $\lambda_{кр} = const$ (---) и совместной работы узлов (—) на характеристиках компрессоров ВД (а) и НД (б) двухвального ТРД ($\pi_{кНД 0}^* = \pi_{кВД 0}^* = 3,5$)

Из уравнения (2.8) видно, что в частном случае при неизменных площадях $F_{с.кр II}$ и $F_{ВД}$, постоянных коэффициентах $\sigma_{кан}$ и $\sigma_{с II}$ и при сверхкритическом истечении газа из наружного сопла ($\lambda_{с.кр II} = const$) степень

двухконтурности изменяется обратно пропорционально относительной плотности тока $q(\lambda_{\text{ВД}})$, т.е. однозначно определяется положением рабочей точки на характеристике компрессора ВД:

$$m = \frac{\text{const}}{q(\lambda_{\text{ВД}})}.$$

Уравнение баланса мощности. Для компрессора и турбины НД двигателя без подпорных ступеней оно имеет вид

$$L_{\text{кнд}} G_{\Sigma} = L_{\text{тнд}} G_{\text{гнд}} \eta_{\text{мнд}} \eta_{\text{отбнд}}.$$

Поделив левую и правую части этого уравнения на величину расхода воздуха через внутренний контур G_{I} , после преобразования получим

$$c_p T_{\text{н}}^* l_{\text{кнд}} (m + 1) = c_p T_{\text{г}}^* (1 - l_{\text{твд}}) l_{\text{тнд}} \nu_{\text{гнд}} \eta_{\text{мнд}} \eta_{\text{отбнд}}, \quad (2.9)$$

где $l_{\text{кнд}} = \frac{L_{\text{кнд}}}{c_p T_{\text{н}}^*} = \left(\pi_{\text{кнд}}^* \frac{k-1}{k} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{\text{кнд}}^*}$ — относительная работа компрессора НД.

Если левую и правую части уравнения (2.9) поделить на $c_p T_{\text{н}}^*$, то

$$l_{\text{кнд}} (m + 1) = \frac{T_{\text{г}}^*}{T_{\text{н}}^*} (1 - l_{\text{твд}}) l_{\text{тнд}} \text{Б}_{\text{нд}}, \quad (2.9a)$$

где $\text{Б}_{\text{нд}} = \frac{c_p T_{\text{г}}^*}{c_p} \eta_{\text{мнд}} \eta_{\text{отбнд}} \nu_{\text{гнд}}$.

Если левую и правую части того же уравнения поделить на $c_p T_{\text{ВД}}^*$, то получим

$$\frac{l_{\text{кнд}}}{1 + l_{\text{кнд}}} (m + 1) = \frac{T_{\text{г}}^*}{T_{\text{ВД}}^*} (1 - l_{\text{твд}}) l_{\text{тнд}} \text{Б}_{\text{нд}}. \quad (2.9б)$$

Из уравнения баланса мощности компрессора и турбины НД следует, что соотношение между $\pi_{\text{кнд}}^*$ и $\pi_{\text{тнд}}^*$ зависит от отношения температур, коэффициентов $\nu_{\text{гнд}}$, $\eta_{\text{отбнд}}$ (как и для газогенератора) и, кроме того, от степени двухконтурности. С увеличением степени двухконтурности $\pi_{\text{кнд}}^*$ уменьшается.

Степень двухконтурности, как показано, зависит от положения рабочей точки на характеристике компрессора ВД. От положения этой точки зависит также отношение температур $T_{\text{г}}^*/T_{\text{ВД}}^*$, что следует из анализа уравнения (2.5). Поэтому относительная работа $l_{\text{кнд}}$, а следовательно и $\pi_{\text{кнд}}^*$, зависит от положения рабочей точки на характеристике кВД, а также (в общем случае) от ряда других факторов.

В системе выполненного двигателя из уравнения баланса мощности определяется в большинстве случаев (например, когда величины $l_{ТВД}$, $l_{ТНД}$ и $B_{НД}$ сохраняются постоянными) степень повышения давления в компрессоре $\pi_{кНД}^*$. А в случае проектируемого двигателя, наоборот, как показано из условия обеспечения заданных значений $\pi_{кНД}^*$ и степени двухконтурности, с помощью этого уравнения определяется степень понижения давления в турбине $\pi_{тНД}^*$.

Уравнение неразрывности. Условие неразрывности потока между сечениями В, вВД и С.КРП двухконтурного двигателя без подпорных ступеней представим в виде уравнения

$$G_{\Sigma} = G_{\Gamma} (m + 1).$$

Выражая G_{Σ} и G_{Γ} через параметры потока в сечениях В и вВД, получим

$$q(\lambda_{\text{В}}) = q(\lambda_{\text{ВД}}) \frac{\pi_{\text{кНД}}^*}{\sqrt{1 + l_{\text{кНД}}}} (m + 1) \frac{F_{\text{ВД}}}{F_{\text{В}}}. \quad (2.10)$$

Уравнения (2.8), (2.9б) и (2.10) накладывают определенные ограничения на положение рабочих точек на характеристике компрессора НД двухвального ТРДД, поскольку они связывают $\pi_{кНД}^*$ и $q(\lambda_{\text{В}})$ с рядом параметров.

Из этих уравнений следует, что положение рабочей точки на характеристике кНД зависит от положения рабочей точки на характеристике кВД, а следовательно от всех факторов, которые были рассмотрены в разд. 2.3, и, кроме того, от КПД, коэффициентов и параметров, характеризующих работу турбокомпрессора НД (например, от $\pi_{тНД}^*$, $\eta_{тНД}^*$), а также наружного контура (например, от $F_{\text{с.кр II}}$, $\lambda_{\text{с.кр II}}$).

2.4. Особенности совместной работы узлов ТРД(Д) с одним управляющим фактором

На двигателе с нерегулируемыми сечениями без отбора мощности и воздуха, при одном подводе тепла (т.е. с одним управляющим фактором) и при сверхкритическом истечении газа из сопел уравнение (2.7 а), как уже отмечалось, дает линию совместной работы на характеристике компрессора ВД, а по уравнениям (2.9 б), (2.10) и (2.8) для каждой рабочей точки на характеристике компрессора ВД, например О, П и Д (рис. 2.4, а) можно рассчитать соответствующие значения $\pi_{\text{к}}^*$ и $q(\lambda_{\text{В}})$, т.е. положение соответствующих рабочих точек О, П и Д на характеристике компрессора НД (рис. 2.4, б).

На двигателе с одним управляющим фактором при $\lambda_{\text{с}} \geq 1$ положение линий совместной работы определяется характеристиками узлов данного

двигателя и не зависит от других факторов, в том числе от высоты и скорости полета.

По положению линии совместной работы при заданном значении приведенной частоты $n_{пр}$ однозначно определяется критерий K_y , который характеризует запас устойчивой работы компрессора:

$$K_y = \frac{[\pi_k^* / q(\lambda_B)]_{гр}}{[\pi_k^* / q(\lambda_B)]_{л.с.р}}$$

Запасом устойчивой работы называют величину $\Delta K_y = (K_y - 1)100\%$, которая показывает, на сколько изменяются π_k^* и $q(\lambda_B)$ при смещении рабочей точки с линии совместной работы (л.с.р) на границу помпажа.

Величина ΔK_y зависит от многих факторов, которыми определяется положение рабочей точки на характеристике компрессора, а также от факторов, которые влияют на положение границы помпажа и изучаются в курсе лопаточных машин.

Запасы ΔK_y , характеризующие газодинамическую устойчивость двигателя, нормируются и не должны быть меньше определенного значения $\Delta K_{y\min}$. Обеспечению запасов уделяется много внимания в процессе проектирования и доводки двигателя.

Особенности совместной работы узлов турбовентилятора ТРДД

Из уравнения (2.10) следует, что зависимость $q(\lambda_B)$ от $\pi_{кНД}^*$, т.е. протекание линии совместной работы на характеристике компрессора НД ТРДД, определяется изменением произведения $q(\lambda_{ВД}) (m + 1)$, которое характеризует пропускную способность сети за компрессором НД и зависит, следовательно, не только от $q(\lambda_{ВД})$, как на двухвальном ТРД, но и от отношения расходов воздуха $(m + 1)$ через компрессоры низкого и высокого давлений.

С увеличением отношения $(m + 1)$ пропускная способность за компрессором НД увеличивается, что ведет к повышению запаса устойчивости $\Delta K_{y\text{НД}}$.

При снижении отношения температур $T_{г}^* / T_{ВД}^*$ степень двухконтурности увеличивается (рис. 2.5) вследствие уменьшения $q(\lambda_{ВД})$.

Уменьшение пропускной способности сети за компрессором НД, обусловленное снижением $q(\lambda_{ВД})$, частично компенсируется увеличением отношения $(m + 1)$, так как при этом увеличивается доля суммарного расхода воздуха, поступающего в наружный контур, пропускная способность на выходе из которого постоянна (при $\lambda_{с.кр\ II} = 1$).

Поэтому линия совместной работы на характеристике компрессора НД ТРДД круче, чем на аналогичной характеристике ТРД (рис. 2.6), следовательно, снижение $T_{г}^* / T_{ВД}^*$ приведет к менее значительному, чем на ТРД, уменьшению запасов устойчивости компрессора НД.

Таким образом, главной особенностью совместной работы узлов ТРДД является изменение степени двухконтурности в зависимости от $T_{\Gamma}^*/T_{\text{ВД}}^*$.

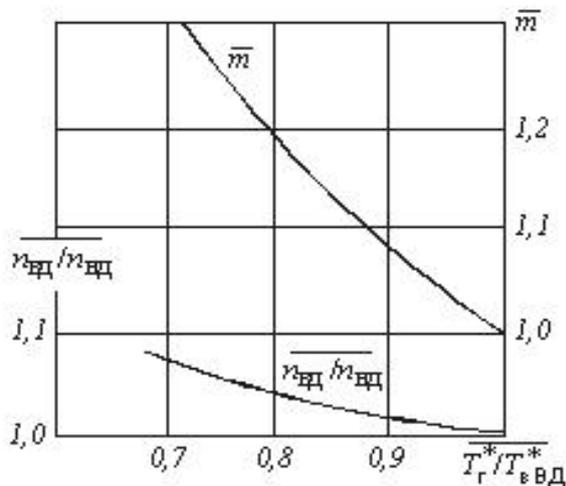


Рис. 2.5. Изменение степени двухконтурности и скольжения роторов ТРДД в зависимости от отношения температур $T_{\Gamma}^*/T_{\text{ВД}}^*$ по сравнению с их значениями на максимальном режиме

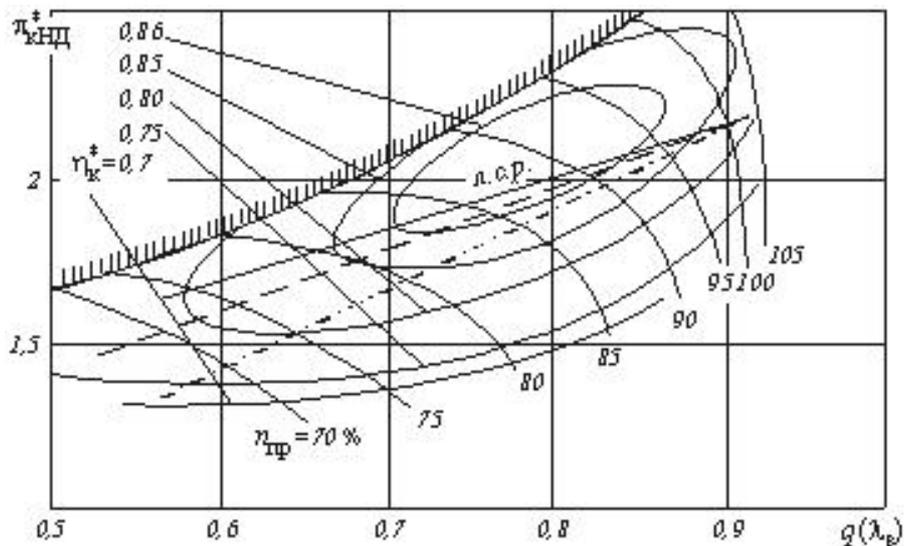


Рис. 2.6. Влияние типа двигателя на положение линии совместной работы на характеристике компрессора НД

$$(\pi_{\text{к}\Sigma 0}^* = 12; \pi_{\text{кНД}0}^* = 2,4; \lambda_{\text{с}} \geq 1):$$

---- — двухвальный ТРД; - - - - ТРДД ($m_0 = 2$); - · - · - $\lambda_{\text{кНД}} = \text{const}$

2.5. Особенности совместной работы узлов одновального ТРД с регулируемым соплом и его характеристики

Влияние $F_{\text{с.кр}}$ на положение линии совместной работы. С увеличением площади сопла возрастает степень понижения давления газа в турбине $\pi_{\text{т}}^*$, так как повышение пропускной способности сопла сопровождается снижением давления за турбиной.

С увеличением π_{Γ}^* при $T_{\Gamma}^* = \text{const}$ возрастает степень повышения давления компрессора $\pi_{\text{к}}^*$, так как увеличенному значению работы турбины соответствует увеличенное значение работы компрессора.

Согласно условию неразрывности (2.5) повышению $\pi_{\text{к}}^*$ должно соответствовать увеличенное значение $q(\lambda_{\text{в}})$, так как расход воздуха через минимальное сечение соплового аппарата турбины изменяется при принятом условии ($T_{\Gamma}^* = \text{const}$) пропорционально полному давлению $p_{\Gamma}^* = p_{\text{в}}^* \pi_{\text{к}}^* \sigma_{\text{к.с}}$

В результате каждая рабочая точка на характеристике компрессора смещается по линии $T_{\Gamma.\text{пр}}^* = \text{const}$ вправо вверх, что приводит к смещению линии совместной работы и увеличению запасов устойчивой работы (рис. 2.7).

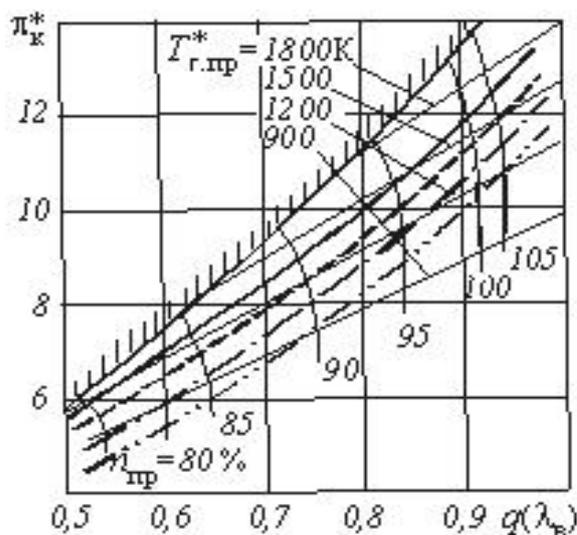


Рис. 2.7. Влияние площади сопла $F_{\text{с.кр}}$ на положение линии совместной работы на характеристике компрессора одновального ТРД:
 ——— $F_{\text{с.кр}} \text{ исх} = 0,23 \text{ м}^2$;
 - - - $\delta F_{\text{с.кр}} = +10 \%$;
 - · - · $\delta F_{\text{с.кр}} = +20 \%$;
 ····· $\delta F_{\text{с.кр}} = +30 \%$

Такое смещение линии - следствие уменьшения теплового сопротивления (снижения степени подогрева газа в камере сгорания и увеличения ее пропускной способности).

Одновременно увеличивается приведенная частота вращения ротора $n_{\text{пр}}$. Характер влияния площади сопла на тягу и удельный расход топлива зависит от закона управления двигателя, точнее, от условия, при котором рассматривается это влияние.

Чтобы убедиться в этом, проведем физический анализ влияния $F_{\text{с.кр}}$ на параметры выполненного одновального ТРД, управляемого по закону $n = \text{const}$ ($G_{\text{в}} \approx \text{const}$).

С увеличением $F_{\text{с.кр}}$ давление за турбиной снижается, мощность турбины повышается и становится больше мощности компрессора, что ведет к увеличению частоты вращения ротора.

Из условия обеспечения $n = \text{const}$ регулятор уменьшает расход топлива через двигатель, что ведет к снижению температуры T_{Γ}^* , повышению пропускной способности камеры сгорания (2.3а), а следовательно к снижению давления $p_{\text{к}}^*$ за компрессором и соответствующему смещению рабочей точки на характеристике компрессора.

Степень расширения $\pi_{с.р}$ и температура $T_{г}^*$ уменьшаются в этом случае не только за счет увеличения $\pi_{т}^*$, но и вследствие снижения $\pi_{к}^*$ и $T_{г}^*$ соответственно. В результате $\Delta K_{у}$ увеличивается, а удельная и полная тяга уменьшаются. Удельный расход топлива обычно снижается главным образом вследствие уменьшения $T_{г}^*$ (рис. 2.8).

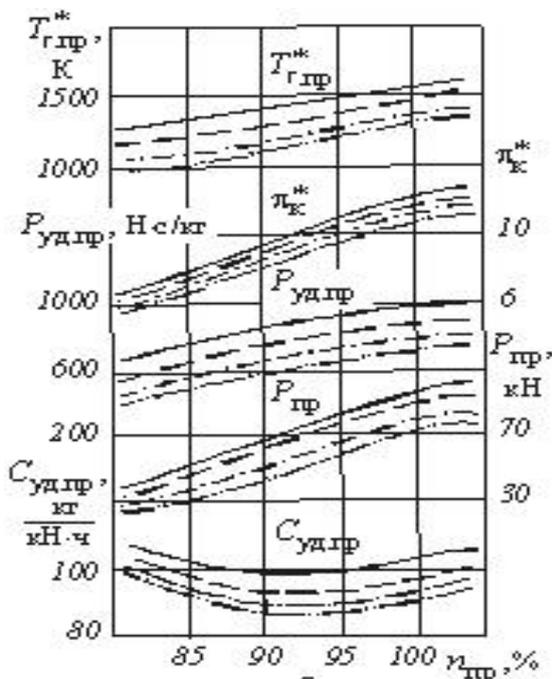


Рис. 2.8. Влияние $F_{с.кр}$ на характеристики одновального ТРД

(обозначения см. на рис. 2.7):
 $a - M_{II} = \text{var}$; $b - M_{II} = 0,7$

2.6. Особенности совместной работы узлов ТВД

Одновальный ТВД с воздушным винтом имеет два управляющих фактора: расход топлива и угол установки лопастей винта $\varphi_{в}$.

При изменении $\varphi_{в}$ изменяется мощность N_e , потребная для вращения винта, и, соответственно, коэффициент отбора мощности $\eta_{отб} \approx 1 - N_e / N_T$, который входит в уравнение совместной работы узлов газогенератора (2.7).

Если $\varphi_{в} = 0$, то потребляемая винтом мощность близка к нулю, коэффициент отбора мощности $\eta_{отб} \approx 1$ и закономерности совместной работы узлов одновального ТВД, по существу, не отличаются от закономерностей совместной работы узлов одновального газогенератора, подробно рассмотренных в разд. 2.5. Если $\varphi_{в}$ увеличивается, то коэффициент отбора мощности снижается, правая часть уравнения (2.7) уменьшается при $\pi_{к}^* = \text{const}$, что ведет к снижению $q(\lambda)$ и, следовательно, к снижению приведенного расхода воздуха $G_{в.пр}$. Рабочая точка на характеристике компрессора смещается влево к границе помпажа (рис. 2.9). Каждому значению $\varphi_{в}$ ($\eta_{отб}$) соответствует определенное положение линии совместной работы на характеристике компрессора.

С увеличением φ_B повышается потребляемая мощность винта, а сумма мощностей винта и компрессора становится больше располагаемой мощности турбины.

Из условия обеспечения баланса мощности увеличивается расход топлива G_m и, соответственно, температура газа перед турбиной. Вследствие увеличения степени подогрева газа T_G^*/T_K^* снижается пропускная способность камеры сгорания (2.3) и повышается давление p_K^* , т.е. степень повышения давления в компрессоре π_K^* (2.4).

Рабочая точка на характеристике смещается к границе помпажа. Увеличение суммарной степени повышения давления в двигателе ведет к увеличению π_T^* и $\pi_{ср}$. Работа и мощность турбины увеличиваются благодаря повышению не только T_G^* , но и π_T .

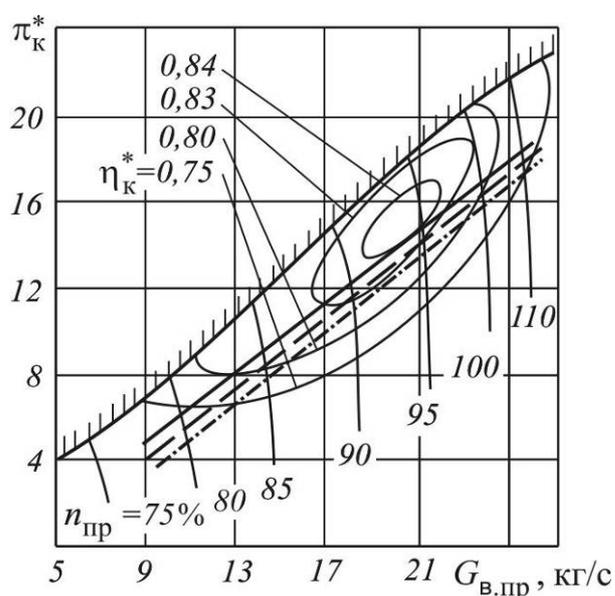


Рис 2.9. Влияние φ_B на положение линии совместной работы:
 - · - · - $\varphi_B = 0,75$ - - - $-\varphi_B > 0$;
 — $\varphi'_B > \varphi_B$

Удельный расход топлива ТВД снижается, так как увеличение T_G^* и π_K^* приводит к повышению эффективного КПД двигателя.

Таким образом, закономерности совместной работы узлов и характеристики одновального ТВД при $\varphi_B = var$ аналогичны закономерностям совместной работы узлов и характеристикам одновального ТРД при $F_{с.кр} = var$.

Действительно, увеличение φ_B (как и уменьшение $F_{с.кр}$) приводит к смещению линии совместной работы к границе помпажа, т.е. к уменьшению запасов устойчивой работы компрессора и к увеличению мощности на валу винта (тяги двигателя) при $n = const$.

Список литературы к гл.2

1. Кулагин, В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: учебник./ В.В. Кулагин. – М.: Машиностроение, 2002. – 616с.

ГЛАВА 3. ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ АВИАЦИОННЫХ ГТД И МЕТОДЫ ИХ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ

При испытаниях ВРД обычно снимают следующие виды экспериментальных характеристик:

I. Дроссельные характеристики (ДХ).

Дроссельные характеристики у ТРД, ТРДД это зависимости

$$P, C_{уд}, T_T^* = f(n), \text{ или, как исключение, } n, C_{уд}, T_T^* = f(P_{дв});$$

$$\text{у ТВД} - N_э, C_э, T_T^* = f(G_m, n);$$

$$\text{у ГТД СТ} - N_e, C_e, T_T^* = f(n);$$

$$\text{у ТРДФ, ТРДДФ} - P_\phi, C_{уд \phi} = f(G_{T \phi}) \text{ или } f(P_\phi).$$

II. Выотно-скоростные характеристики (ВСХ).

Это зависимости $P_{дв}, C_{уд}, T_T^*, T_\phi^* = f(V, H)$ для постоянных режимов работы двигателя ($n = \text{const}$) или $P_{дв}, C_{уд} = f(n, M)$ для $H = \text{const}$.

III. Климатические.

Это зависимости $P_{дв}, C_{уд}, T_T^* = f(T_H, p_H)$.

Основными эксплуатационными режимами, которые проверяются при испытаниях ГТД, являются:

1. Максимальный ($\tau_{доп} = 1...2$ м), $\bar{n} = 101...102$ %.

Ограничивается временем работы обычно не более 2 мин. Этот наиболее напряженный режим предназначен для взлета, достижения максимальной скорости полета и выполнения различных маневров.

2. Взлетный ($\tau_{доп} = 5...10$ м.), $\bar{n}_{взл} = 1,0...0,98 n_{max}$.

3. Максимальный продолжительный (с меньшей мощностью – тягой, чем взлетный, на 10...15 %) ($\tau_{доп} = 0,5...1$ ч), $\bar{n}_{мп} = 0,96...0,97 \bar{n}_{взл}$.

Это установившийся режим работы, характеризуемый пониженным по сравнению с максимальным режимом значением температуры газа перед турбиной, при которой двигатель может работать лишь с ограниченной по времени общей наработкой. Максимальный продолжительный режим работы используется при наборе высоты полета.

4. Крейсерские режимы – 0,4...0,9 от тяги или мощности максимального продолжительного, τ – неограниченно, $\bar{n} = 0,7...0,9$ от $\bar{n}_{мп}$.

Это установившийся режим работы двигателя, характеризуемый по сравнению с максимальным продолжительным режимом пониженным значением температуры газа перед турбиной, которое обеспечивает работу двигателя в течение неограниченного времени за ресурс. Крейсерских режимов работы используется, как правило, несколько. Это основные режимы при эксплуатации двигателя на летательных аппаратах.

5. Малый газ – режим устойчивой работы с минимально разрешенной тягой (мощностью).

$$\tau_{\text{доп}} = 10 \dots 15 \text{ мин}; P_{\text{МГ}} \leq 3 \dots 5 \% \text{ от } P_{\text{взл}}, \quad \bar{n}_{\text{МГ}} = 0,2 \dots 0,4 \quad \bar{n}_{\text{взл}}.$$

Если построить дроссельную характеристику авиационного ГТД, снятую в САУ, то для определения его основных технических данных (ОТД) и сопоставления их со значениями, заданными в ТУ, на ней требуется выделить конкретные режимы, оговоренные в ТУ (например, взлетный, максимально продолжительный и др.). Кроме этого, в типовых ТУ, например для ТРДД, обычно оговариваются, например для взлетного режима следующие ограничения ($H_{\text{п}} = 0, M_{\text{п}} = 0, \text{САУ}$):

$$P_{\text{дв взл}} = 161,83 \text{ кН (16 500 кгс)}; C_{\text{уд}} \leq 39,2 \text{ кг/кН ч (0,38 кг/кгс ч)};$$

$$T_{\text{T}}^* = 846 \text{ К} + 10 \text{ К}.$$

3.1. Определение основных технических данных ГТД

Найденные значения всех ОТД испытанного двигателя должны соответствовать тому случаю его испытания в САУ, когда регулирующие органы находятся в позиции, соответствующей их отладке на заданную для данного режима техническими условиями норму тяги (161,83 кН), [3].

Такие параметры двигателя принято называть *нормальными (нормализованными)* и обозначать индексом «норм», например $C_{\text{уд норм взл}}$.

На рис. 3.1 показана схема определения таких параметров. Нормальные значения параметров ГТД должны удовлетворять ограничениям, оговоренным ТУ, т.е. $T_{\text{T}}^* \text{ норм} \leq T_{\text{T}}^* \text{ max}$; $C_{\text{уд норм}} \leq C_{\text{уд max доп}}$.

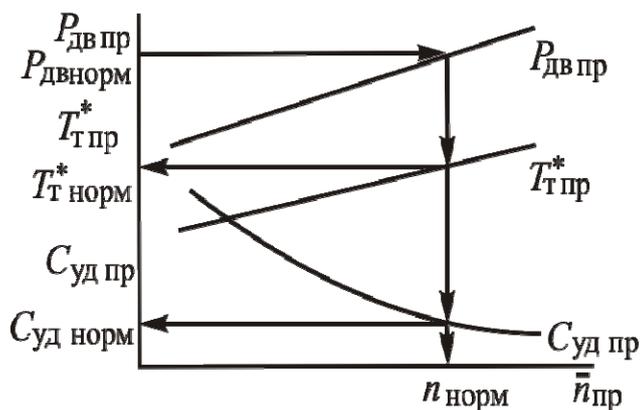


Рис. 3.1. Схема определения нормальных значений параметров ТРДД (ТРД)

Нормальными значениями параметров (НЗП) называют параметры двигателя, замеренные в САУ при заданной норме тяги (или мощности) для данного режима, т.е. параметры, замеренные на данном режиме в конкретных атмосферных условиях и пересчитанные к САУ с учетом закона управления двигателя.

Однако в последнем случае непосредственное определение НЗП с приведенной дроссельной характеристики не всегда бывает возможным.

Например, если снять дроссельную характеристику при $t_H > +15^\circ\text{C}$, то, как показано на характеристике компрессора, при типичном законе управления получим следующую линию рабочих режимов (см. рис. 3.2).

Это означает, что на максимальном режиме приведенная дроссельная характеристика будет иметь $\bar{n}_{\text{пр max}} < 1,0$ и, следовательно, летом по ней без экстраполяции нельзя определить НЗП, соответствующие взлетному режиму.

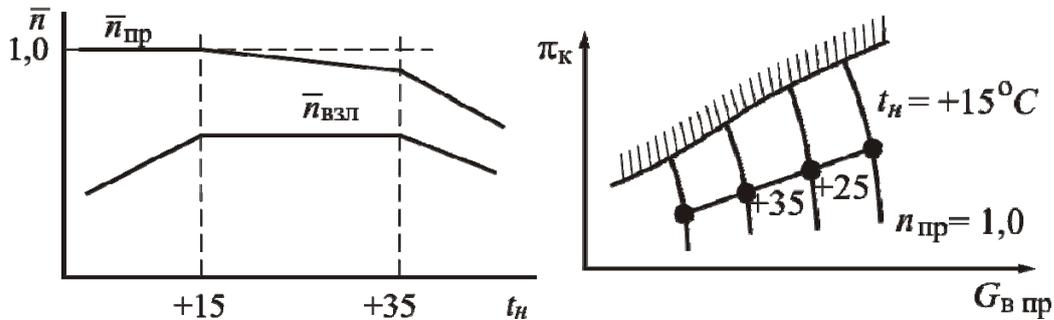


Рис. 3.2. К определению НЗП с учетом закона управления двигателя

В таких случаях приходится использовать особый метод определения НЗП с помощью специальных коэффициентов пересчета, определяемых по результатам испытаний аналогичных двигателей в САУ.

При сопоставлении НЗП данного экземпляра двигателя с ТУ, например, может быть получено, что при заданном значении взлетной тяги (161,83 кН) значение $T_{\text{т норм}}^*$ выше заданного в ТУ (846 К) на 9 градусов – что в данном случае в пределах допуска, а значение $C_{\text{уд}}$ должно быть равно или меньше чем в ТУ. В ином случае двигатель бракуется и отправляется на переборку.

Так как ТРД имеет 1 степень свободы, то для определения НЗП на каждом режиме должны быть известны заданные ТУ только на 1 режимный параметр (чаще всего $P_{\text{дв норм}}$). Т.о. на дроссельной характеристике ТРД или ТРДД, снятой при $t_{\text{вх}}^* \neq +15^\circ\text{C}$, могут быть найдены точки, соответствующие максимальному и другим режимам в САУ на основе представлений теории подобия. На основе этих представлений может быть также решена и обратная задача: найдено, например, изменение тяги или иного параметра на конкретном режиме при изменении температуры наружного воздуха. Но в этом случае требуется кроме дроссельной характеристики знать еще закон управления ТРД по температуре t_H .

Итак, основой этого способа является отыскание на экспериментальных характеристиках двигателя режимов, подобных его работе в САУ при заданных ТУ на данный режим ($P_{\text{дв норм}}$ – у ТРД и $N_{\text{э норм}}$ и $n_{\text{норм}}$ у ТВД).

Сравнивать по результатам испытаний показатели данного экземпляра серийного ГТД с ТУ или разных экземпляров ГТД между собой затрудняет влияние меняющихся внешних воздействий (p_H , t_H , законы управления по внешним условиям и т.п.). Поэтому возникает проблема нормализации

измеренных параметров серийных ГТД, т.е. пересчета их к единым внешним условиям (t_H , p_H , d) при единой программе работы регуляторов на заданном режиме. Определяемые в этом случае параметры ГТД, как было показано ранее, называют «нормальными» (или «нормализованными») ($P_{дв\ норм}$, $C_{уд\ норм}$, $n_{норм}$, $G_{т\ норм}$ и др.). Используемые в отдельных случаях для их определения специальные коэффициенты пересчета будем называть «нормализующими коэффициентами*» (существуют и иные способы определения НЗП – без коэффициентов, т.к. определять НЗП требуется также и у опытных ГТД).

Очевидно, что в этом аспекте большое значение приобретает точность методов определения НЗП и возможность проверки ОТД ГТД по разным методам.

Следует различать методы приведения параметров к САУ (когда пересчет ведется по формулам теории подобия на одном и том же подобном режиме) и методы нормализации, где производится пересчет параметров с одного подобного режима на другой.

НЗП газотурбинных двигателей можно определить 3 способами.

Способ I. Определение НЗП путем испытания ГТД на режимах, подобных его работе в САУ.

Для этого измеряются характеристики ГТД в обычных стендовых условиях, т.е. при p_H и t_H какие сложились в момент испытания. При испытании либо имитируют режимы подобные работе в САУ, либо среди многих измеренных режимов отыскиваются режимы, подобные исходным режимам работы в САУ. В этом случае искомые НЗП можно определить непосредственно по результатам испытания, используя формулы теории подобия (т.е. формулы приведения параметров к САУ с поправками).

Способ II. Определение НЗП путем использования заранее вычисленных специальных коэффициентов пересчета параметров ГТД к НЗП (т.е. нормализующих коэффициентов). В этом случае измеряют характеристики ГТД в любых стендовых условиях на обычных эксплуатационных режимах со штатными регуляторами и, используя для каждого режима заранее вычисленные специальные коэффициенты, определяют НЗП двигателя по формулам следующего вида: $C_{e\ норм} = C_{e\ изм} / K_{C_e}$, где $K_{C_e} = f(p_H, t_H)$ -заранее известная зависимость коэффициента пересчета для данного ГТД, данного рассматриваемого параметра на данном режиме. Величины таких коэффициентов пересчета отражают изменение характеристик данного ГТД под влиянием изменения p_H , t_H , $M_{п}$ и d при заданном законе регулирования. Как видно, процесс определения НЗП достаточно прост. Вся сложность

* Нормализация – термин математический, присущ задачам векторной оптимизации, где возникают проблемы сравнения между собой критериев, имеющих различные несоизмеримые масштабы.

заключается в методике определения значений нормализующих коэффициентов.

Способ III. Определение НЗП путем обеспечения стендовыми системами заданных значений $t_{вх}^* = t_{н}^* = t_{ту}$, $p_{вх}^* = p_{н}^* = p_{ту}$, $M_{п} = M_{ту}$.

Таким образом, при этом измеряют характеристики ГТД непосредственно в контрольных условиях. Этот способ прост и хорош, но для него требуются специальные и дорогостоящие стендовые сооружения, обеспечивающие в любое время года заданные $t_{н}$, $p_{н}$, $M_{п}$.

3.2. Дроссельные характеристики ТВД

Краткие сведения о режимах работы ТВД. В условиях эксплуатации авиационные ГТД работают в широком диапазоне режимов, обеспечивающих получение потребных для летательного аппарата величин тяг. Режим работы задается с помощью рычага управления двигателем (РУД).

В отличие от ТРД режим работы ТВД определяется заданием не одного, а двух независимых параметров, например, приведенной частоты вращения $n_{пр}$ и приведенного расхода топлива $G_{m пр}$ или частоты вращения n и эквивалентной мощности $N_{э}$ и т.п.

Под характеристиками ТВД понимают зависимости основных данных двигателя от величин, характеризующих режим и условия его работы.

Дроссельной характеристикой ТВД называют зависимость его основных данных и параметров (эквивалентной мощности, удельного расхода топлива и т.д.) от расхода топлива или частоты вращения ротора ВД для заданных условий полета и программы регулирования.

У одновальных ТВД изменение режима работы производят чаще всего изменением расхода топлива при сохранении постоянной частоты вращения ротора, что достигается применением воздушного винта изменяемого шага или нагружением вала винта с помощью гидравлического или электрического тормоза. Именно поэтому дроссельную характеристику таких двигателей строят в зависимости от расхода топлива.

Существует следующая номенклатура основных режимов работы ТВД.

При изменении условий окружающей среды и одном и том же положении РУД система регулирования автоматически поддерживает заданный режим работы двигателя.

Классический ТВД, когда турбина приводит компрессор и воздушный винт с целью улучшения взлетно-посадочных характеристик, регулируется по закону $n_{пр} = \text{const}$.

Поэтому *дроссельной характеристикой ТВД* называют зависимость основных параметров ($N_{э}$, $N_{в}$, $P_{дв}$, $G_{в}$, и т.п.) не от частоты вращения, как у ТРД, а от часового расхода топлива.

Как правило, указанные характеристики дополняются сведениями о работе отдельных элементов двигателя. Например, как изменяются в зависимости от расхода топлива при $n = \text{const}$ КПД компрессора $\eta^*_к$, степень повышения давления в компрессоре $\pi^*_к$, температура за турбиной $T^*_т$ и т.п.

В общем случае мощность, потребляемая винтом N_B , зависит от частоты вращения винта n_B и угла установки лопастей винта α_B (рис 3.3).

Мощность турбины ТВД зависит от частоты вращения турбокомпрессора $n_{тк}$ и температуры газов перед турбиной $T^*_г$ (от расхода топлива G_m).

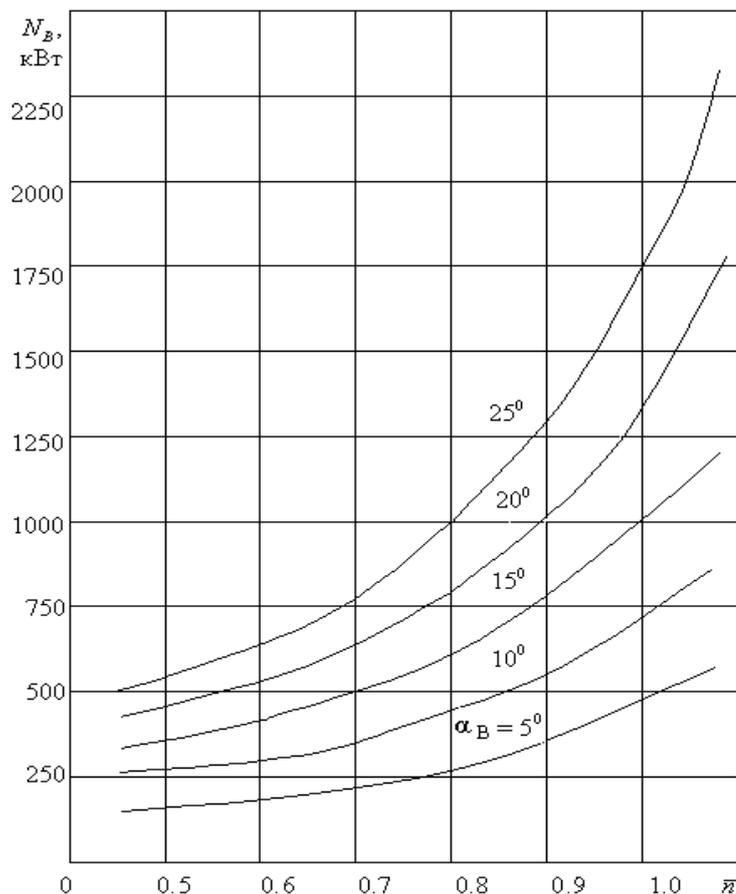


Рис.3.3. Изменение мощности винта в зависимости от частоты вращения угла установки лопастей винта α_B

Для определения мощности турбины (кВт) необходимо знать ее частоту вращения и крутящий момент $M_{кр}$, в кНм:

$$N = \frac{M_{кр} n}{9.55} \cdot$$

Измерение крутящего момента в большинстве случаев осуществляется при помощи тормоза. В практике находят применение электрические, гидравлические и пневматические тормоза. У электрических тормозов изменение нагрузочного момента осуществляется с помощью реостатов сопротивления. На большинстве испытательных станций авиационной

промышленности, как правило, для измерения крутящего момента применяются гидравлические тормоза.

Особенности дроссельных характеристик одновального ТВД

На одновальном ТВД переход с максимального режима на крейсерский осуществляется во многих случаях при $n = \text{const}$ за счет снижения расхода топлива и одновременного уменьшения угла установки винта. Соответственно уменьшается T_{Γ}^* , снижается π_{κ}^* вследствие увеличения пропускной способности камеры сгорания, рабочая точка на характеристике компрессора смещается вниз. В результате снижаются параметры, характеризующие турбину (π_{Γ}^* , L_{Γ} , N_{Γ}), и мощность на выходном валу N_e .

Таким образом, дроссельная характеристика одновального ТВД заметно отличается от дроссельной характеристики ТРД: рабочие точки на характеристиках компрессоров перемещаются в разные стороны. Соответственно при уменьшении мощности в системе одновального ТВД расход воздуха не снижается, а даже незначительно увеличивается (рис. 3.4).

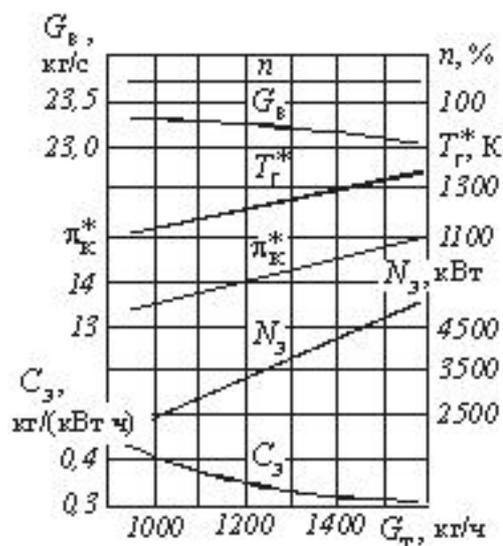


Рис. 3.4. Дроссельная характеристика одновального ТВД при САУ, $H = 0$, $M_{II} = 0$

В лабораторной работе крутящий момент измеряется электрическим тормозом, где вместо воздушного винта применяется электрогенератор. Несмотря на определенные преимущества, малую трудоемкость, данный способ дает, по сравнению с другими, большую погрешность измерения.

При изучении теории ГТД для более глубокого понимания физической сущности явлений, происходящих при дросселировании ТВД, при построении характеристик по расходу топлива будем дополнительно рассматривать зависимости температуры газа перед T_{Γ}^* и за турбиной T_{Γ}^* , а также степени повышения давления воздуха в компрессоре π_{κ}^* от приведенного расхода топлива $G_{m \text{ пр}}$.

Лабораторная работа по определению характеристик ТВД и построению линии совместной работы турбокомпрессора и воздушного

винта выполняется на одновальном двигателе ДГ-4М с центробежным компрессором и радиально-осевой турбиной.

В процессе испытания двигателя необходимо снять характеристики при двух различных положениях реостата загрузки генератора. Каждая дроссельная характеристика определяется для четырех значений нагрузки и соответствующих расходов топлива.

3.3. Методика экспериментального определения нормальных значений параметров ТВД

Одна из основных целей испытания ТВД состоит в проверке соответствия нормальных значений параметров заданным техническим условиям.

Оценку соответствия основных технических данных (ОТД), полученных экспериментальным путем, заданным техническим условиям (ТУ) у всех серийных и опытных ТВД проводят в стандартных атмосферных условиях.

Нормальными значениями параметров (НЗП) данного ТВД называют его индивидуальные ОТД, измеренные в САУ на заданных в ТУ режимах работы. ТВД имеет две степени свободы, поэтому для определения его НЗП должны быть известны два параметра, заданные ТУ, например $n_{\text{норм}}$ и $N_{\text{э норм}}$. Большинство испытаний ТВД происходит в условиях, отличающихся от САУ. В этих условиях под нормальными значениями параметров ТВД понимают такие, какие он будет иметь в САУ при положении регулирующих органов в позиции, соответствующей их отладке на заданные для каждого режима нормы эквивалентной мощности и частоты вращения [2].

В технических условиях для данной серии ТВД оговариваются величины $n_{\text{норм}}$ и $N_{\text{э норм}}$ для всех режимов работы, а также величины допустимых отклонений от них.

Для определения НЗП серийных ТВД при контрольно-сдаточных испытаниях используют специальные коэффициенты пересчета, заранее вычисленные с учетом закона регулирования и некоторого диапазона изменения условий окружающей среды.

У опытных ТВД нормальные значения параметров определяют путем испытания на режимах, подобных их работе в САУ. В этом случае знания закона регулирования не требуется, достаточно иметь ТУ на $n_{\text{норм}}$ и $N_{\text{э норм}}$ для всех режимов работы (рис.3.5).

Экспериментальную дроссельную характеристику одновального ТВД тогда снимают при

$$n_{\text{изм}} = \frac{n_{\text{норм}}}{\sqrt{\frac{288,16}{T_H}}}$$

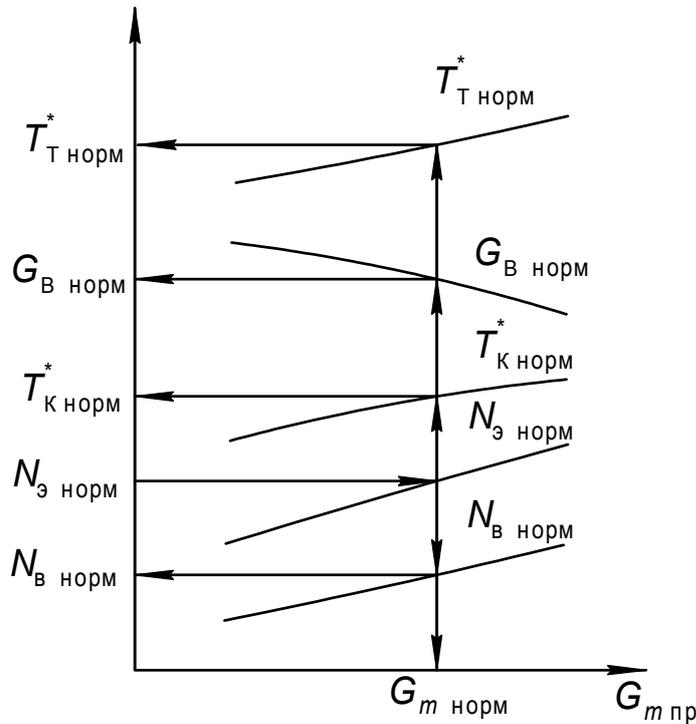


Рис.3.5. Схема определения нормальных значений параметров ТВД при $n_{пр} = n_{норм} = const$

где T_n — фактическое значение температуры воздуха на входе в двигатель при испытании.

Параметры двигателя, приведенные к САУ и принадлежащие заданному значению $N_{э норм}$, будут соответственно нормальными значениями этих параметров для данного ТВД.

Рассмотренную методику экспериментального определения нормальных значений параметров ТВД возможно реализовать лишь на испытательных стендах, оборудованных тормозным устройством, позволяющим измерять величину поглощаемой мощности, и специальной топливной системой.

3.4. Дроссельные характеристики ТРД

Дроссельной характеристикой ТРД называют зависимость основных данных двигателя от частоты вращения ротора при неизменной высоте и скорости полета.

Основными данными двигателя являются тяга P , расход воздуха $G_{В}$, удельный расход топлива $C_{уд}$, степень повышения давления в компрессоре π_k^* и температура на выходе из камеры сгорания $T_{Г}^*$.

Пример такой зависимости тяги и удельного расхода топлива представлен на рис.3.6.

Изменение частоты вращения ротора достигается путем изменения подачи топлива в камеру сгорания.

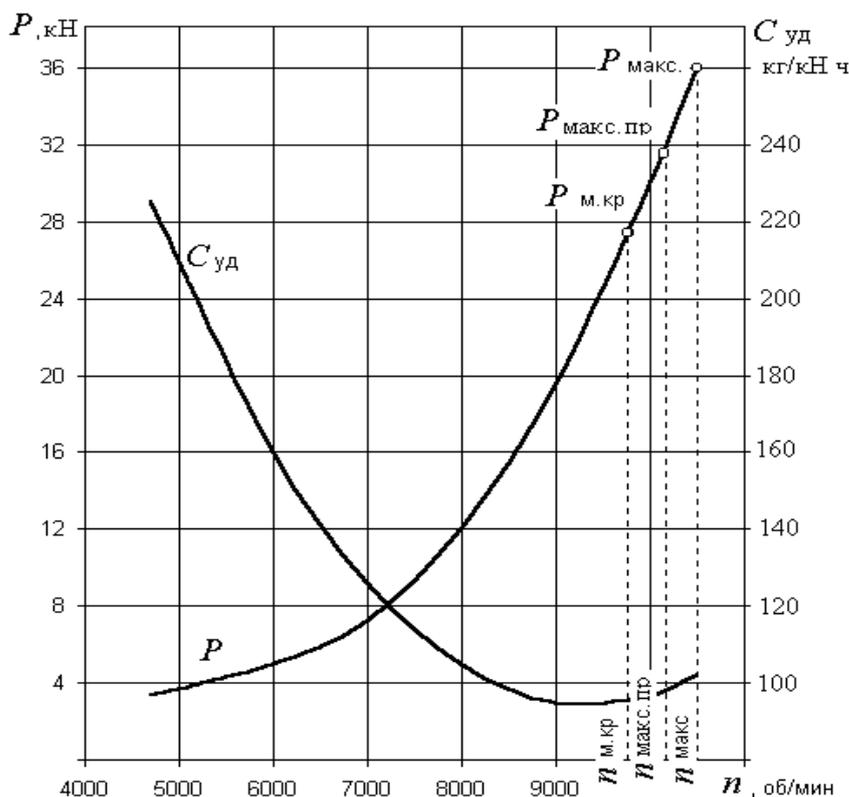


Рис. 3.6. Зависимость основных параметров ТРД от частоты вращения ротора (дрессельная характеристика)

Как правило, указанные характеристики дополняются сведениями о работе отдельных элементов двигателя. Например, как изменяются в зависимости от частоты вращения ротора: КПД компрессора η_k^* , температура газа за турбиной T_T^* , степень расширения газа в турбине π_T^* и в реактивном сопле π_c и ряд других. Ниже будет указано, какие из перечисленных дополнительных сведений нами будут использованы для контроля за состоянием ТРД при определении характеристики по частоте вращения.

Для изучения характеристики ТРД в учебной лаборатории применяется малоразмерный ТРД ТС-12 с максимальной тягой 0,637 кН (65 кг).

Основные параметры, характеризующие его качество и эффективность, численные значения которых мы узнаем после обработки результатов опыта, существенно ниже значений параметров современных ТРД. Однако этот двигатель имеет аналогичные закономерности протекания дрессельных характеристик.

3.5 Дрессельные характеристики ТРДД

Дрессельными характеристиками ТРДД называют зависимости тяги, удельного расхода топлива, расхода воздуха, температуры и давления рабочего тела в различных сечениях и других параметров двигателя от режима его работы, построенные для неизменных внешних условий.

Режим работы двигателя задается расходом топлива, температурой газа перед турбиной, частотой вращения ротора или каким-либо другим параметром.

Дроссельные характеристики могут быть построены по любому из них, а также по тяге или углу установки РУД. Во многих случаях дроссельные характеристики строятся по частоте вращения ротора (рис.3.7).

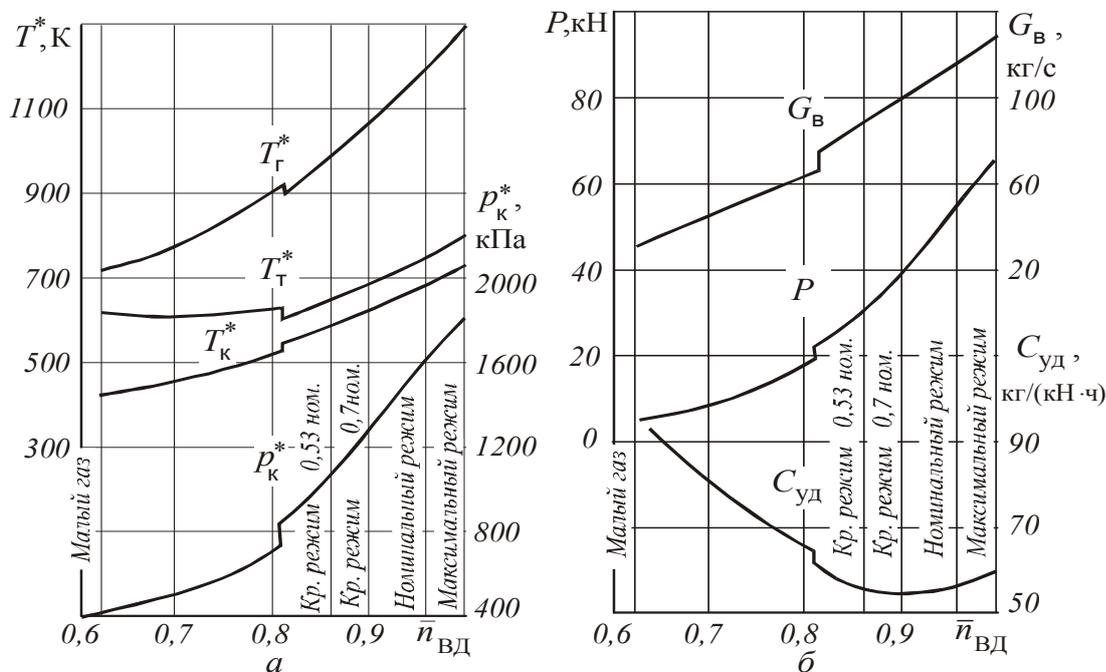


Рис.3.7. Дроссельные характеристики двухвального ТРДД
при $H = 0$, $M_{п} = 0$, САУ

Проанализируем зависимости параметров двухвального ТРД(Д) от режима работы двигателя [1].

Пусть расход топлива через двигатель уменьшается. Соответственно снижается температура газа перед турбиной, что ведет к снижению работы турбины ВД $L_{ТВД} = c_{pг} T_{г}^* l_{ТВД}$ и температуры за ней $T_{ТВД}^* = T_{г}^* (1 - l_{ТВД})$. Аналогично изменяются работа турбины НД $L_{ТНД}$ и температура за ней $T_{т}^*$.

Работа компрессора НД изменяется в соответствии с уравнением баланса мощности (2.9) (гл.2 пособия), в случае ТРД снижается пропорционально $L_{ТНД}$.

На ТРДД она тем более снижается, поскольку зависит от степени двухконтурности, которая при этом возрастает.

Снижение $L_{кНД}$ приводит к уменьшению степени повышения давления в компрессоре $\pi_{кНД}^*$ и температуры за ним $T_{вВД}^*$. Аналогично изменяются работа и параметры кВД: $L_{кВД}$, $\pi_{кВД}^*$ и $T_{к}^*$.

Такое изменение параметров компрессора сопровождается снижением частот вращения роторов и смещением рабочих точек на характеристиках

компрессоров влево вниз по линии совместной работы: уменьшаются давления p_i^* и температуры T_i^* во всех сечениях двигателя и расход воздуха через него.

Уменьшаются параметры сопла: π_c – вследствие снижения π_k^* , согласно уравнениям баланса давлений, скорость истечения c_c – вследствие снижения π_c и температуры газа перед соплом. Соответственно снижаются удельные тяги $P_{уд I}$ и $P_{уд II}$.

Абсолютная тяга двигателя P снижается, в том числе из-за уменьшения расхода воздуха.

Итак, при снижении режима основные данные и параметры двигателя изменяются весьма существенно (см. рис. 3.7). В диапазоне режимов от максимального до малого газа тяга двигателя уменьшается в 15...30 раз (в результате обеспечивается широкий диапазон потребных тяг). Удельный расход топлива изменяется почти в 2 раза. Расход воздуха уменьшается примерно в 4 раза, а частота вращения ротора – в 1,5...2 раза.

В основном рабочем диапазоне режимов (от максимального до 0,7 номинального) частота вращения ротора снижается примерно на 10 % при уменьшении тяги на 40 %.

Скачок параметров при $n_{вд} = 0,81$ вызван переключением клапанов перепуска воздуха из компрессора ВД.

Эксплуатационные режимы и характеристики ТРДД. В условиях эксплуатации авиационные ГТД работают в широком диапазоне режимов, обеспечивающих получение потребных для летательного аппарата величин тяг.

Для одновального ТРД с неизменными проходными сечениями изменение режима достигается изменением частоты вращения ротора турбокомпрессора.

В двухвальных ТРДД для дозвуковых самолетов изменение режима происходит аналогично. В качестве параметра, по которому устанавливают режим, используют частоту вращения ротора высокого давления (ВД).

Для большинства ТРДДФ в качестве такого параметра используют частоту вращения ротора НД.

3.6. Методика экспериментального определения нормальных значений параметров ТРДД

Оценку соответствия основных технических данных (ОТД), полученных экспериментальным путем, заданным техническим условиями (ТУ) как у серийных, так и опытных ТРДД, проводят в стандартных атмосферных условиях (САУ).

Нормальными значениями параметров (НЗП) данного ТРДД называют его индивидуальные ОТД, измеренные в САУ на заданных в ТУ режимах работы.

К важнейшим ОТД ТРДД относятся: тяга $P_{уд}$, расход топлива G_m , удельный расход топлива $C_{уд}$, степень повышения давления в компрессоре π_k ,

температура за турбиной T_T^* , частота вращения роторов $n_{нд}$, $n_{вд}$ и другие. В технических условиях для каждой серии ТРДД оговариваются нормальные значения тяги на каждом режиме, которые должны иметь все серийные экземпляры двигателей, а также допустимые отклонения от них. ТРДД с нерегулируемыми проходными сечениями имеет одну степень свободы, поэтому для определения других НЗП достаточно знать заданное значение тяги на каждом режиме.

Чтобы определить степень соответствия фактических данных серийных экземпляров двигателя требуемым, измеренные параметры на каждом режиме пересчитываются на НЗП с помощью специальных (заранее определенных для всей серии) нормализующих коэффициентов.

В случае опытных ТРДД такой пересчет производится индивидуально для каждого экземпляра путем испытания на режимах, подобных его работе в САУ. Для этого измеряют его дроссельную характеристику и приводят к САУ.

Исходя из заданного значения норм тяги ($P_{уд\ норм}$) на каждом режиме, можно, пользуясь приведенной дроссельной характеристикой ТРДД, определить ту частоту вращения ротора ($n_{вд\ пр} = n_{вд\ норм}$) на каждом режиме, которая будет соответствовать его работе в САУ.

По величине $n_{вд\ норм}$ можно определить все другие нормальные значения параметров ТРДД (см. схему на рис.3.8.).

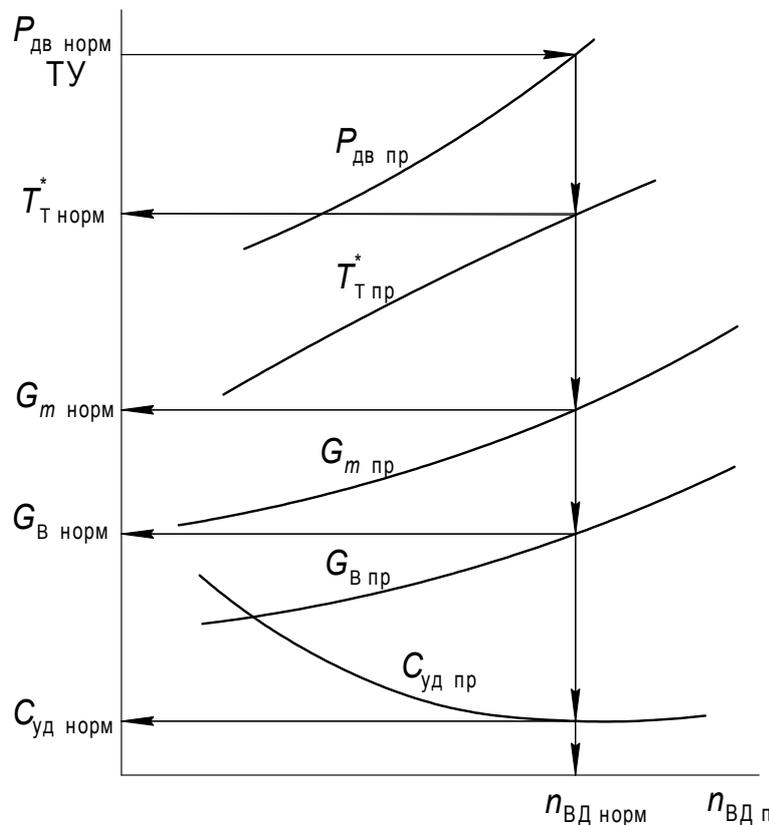


Рис. 3.8. Схема определения нормальных значений параметров ТРДД по приведенной дроссельной характеристике

Найденные таким образом значения параметров ТРДД будут соответствовать тому случаю испытания двигателя в САУ, когда регулирующие органы находятся в позиции, соответствующей их отладке на заданные для каждого режима нормы тяги у данного экземпляра ТРДД.

При этом приведение частоты вращения ротора ВД и других параметров производится по параметрам на входе в двигатель.

Список литературы к гл.3

1. Кулагин, В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: учебник./ В.В. Кулагин. – М.: Машиностроение, 2002. – 616с.
2. Солохин, Э.Л. Испытания авиационных воздушно-реактивных двигателей / Э.Л. Солохин. — М.: Машиностроение, 1975. — 356с.
3. Дорофеев, В.М. Испытания воздушно-реактивных двигателей/ В.М. Дорофеев, В.Я. Левин. — М.: Оборонгиз, 1961. — 220 с.
4. Нечаев, Ю.Н. Теория авиационных газотурбинных двигателей/ Ю.Н.Нечаев, Р.М. Федоров. — М.: Машиностроение, 1978. Ч.2.— 336 с.
5. Испытания воздушно-реактивных двигателей/ А.Я. Черкез, И.И. Онищик, Е.М. Таран [и др.]; под общ. ред. А.Я.Черкеза. — М.: Машиностроение, 1992. — 304 с.

ГЛАВА 4. ОСОБЕННОСТИ ПОДВОДА ТЕПЛА В ЦИКЛЕ ВРД

4.1. Схема и рабочий процесс основной камеры сгорания

На рис 4.1 изображена принципиальная схема организации рабочего процесса в основной камере сгорания. Воздух от компрессора (сечение К-К) поступает на вход в камеру сгорания со скоростью 150 ... 200 м/с, что почти на порядок больше скорости распространения пламени. Если не принять специальных мер, пламя будет унесено потоком. Поэтому за компрессором в передней части камеры сгорания устанавливается диффузор 1, что позволяет существенно уменьшить среднюю скорость потока перед фронтным устройством 4. Фронтное устройство включает в себя несколько элементов: топливную форсунку 2, лопаточный воздушный завихритель 3 и переднюю стенку жаровой трубы 6. Топливная форсунка обеспечивает тонкодисперсное распыливание топлива и подачу его в зону горения камеры. Лопаточный завихритель придает воздушному потоку вращательно-поступательное движение, благодаря которому в приосевой области камеры образуется интенсивное возвратное течение 5, называемое зоной обратных токов.

Вихревое течение с высокой интенсивностью турбулентности создает в зоне обратных токов благоприятные условия для хорошего перемешивания топливовоздушных струй, испарения капель топлива и стабилизации пламени в так называемой первичной зоне горения. Расходы топлива и воздуха в первичную зону горения выбираются таким образом, чтобы на всех режимах работы двигателя коэффициент избытка воздуха $\alpha_{з.г}$ в ней не выходил за пределы горючести «богатой» топливовоздушной смеси..

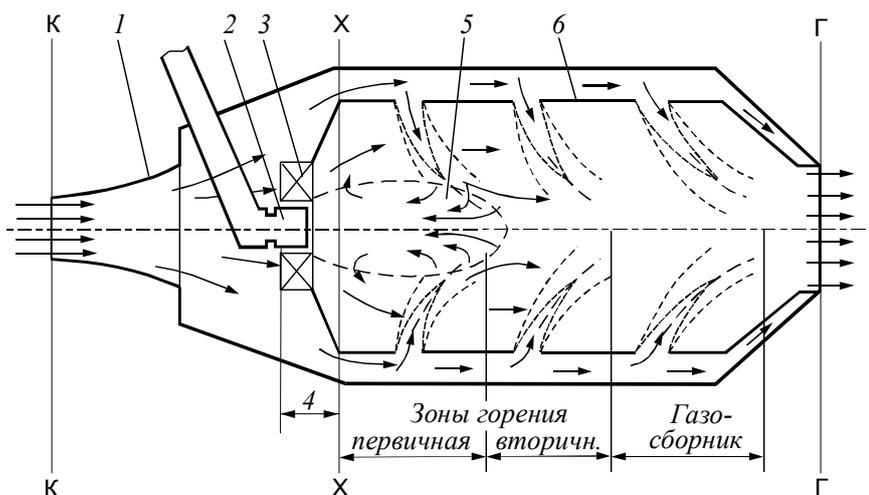


Рис. 4.1. Принципиальная схема течения воздуха в основных камерах сгорания с воздушным лопаточным завихрителем

Температура газа в зоне обратных токов достигает 1000-1200 К, что вполне достаточно для устойчивого автоматического поджигания свежей смеси во всем диапазоне режимов взлетно-посадочного цикла самолета.

Ниже по течению в так называемую вторичную зону горения через первые ряды отверстий в жаровой трубе б в поток «богатой» высокотемпературной массы газа подаются крупномасштабные струи свежего воздуха. Здесь состав смеси обедняется, достигает стехиометрического значения и температура может подниматься до максимальной величины – 2500 К.

В целях снижения температуры газа перед турбиной до допустимых значений в жаровой трубе б в области газосборника предусматриваются специально профилированные отверстия для подачи струй охлаждающего воздуха. Подмешивание воздушных струй обедняет смесь в среднем по камере сгорания до значений $2 < \alpha < 10$ в зависимости от режима работы двигателя. При этом в первичной зоне состав смеси не должен выходить за пределы горючести, т. е. $\alpha_{з.г} \approx 0,4...1,9$.

Таким образом, разделение суммарного потока воздуха на первичный - через фронтное устройство (около 20...40%), и вторичный – между корпусом и жаровой трубой (около 80...60%) дает возможность организовать устойчивый и эффективный процесс горения при очень бедных в среднем составах смеси.

Кроме проблем обеспечения устойчивости и эффективности процессов горения возникает задача охлаждения стенок жаровой трубы от лучистого и конвективного тепловых потоков. Задача защиты стенок решается путем их охлаждения специально создаваемой воздушной пленкой.

Температурное поле на выходе из камеры в сечении Г-Г должно отвечать требованиям равномерности в окружном и радиальном направлениях.

В последние десятилетия возникла относительно новая проблема – обеспечение экологического совершенства процессов сгорания топлива в камерах ГТД. Решение перечисленных проблем потребовало длительной работы по совершенствованию всех этапов рассмотренной схемы организации рабочего процесса.

4.2. Основные параметры режима и показатели качества работы камеры сгорания

Параметры режима. Сжигание топлива – весьма сложный физико-химический процесс высвобождения химической энергии топлива и преобразования ее в тепловую энергию продуктов сгорания. Он зависит от большого числа факторов, к которым относится прежде всего состав смеси: соотношение между расходом топлива (горючего) и воздуха (окислителя).

Состав смеси принято характеризовать *коэффициентом избытка воздуха* α , которым называют отношение расхода воздуха, действительно проходящего через камеру сгорания G_v , к расходу, теоретически необходимому для полного сгорания подаваемого топлива. Поскольку для полного сгорания 1 кг топлива требуется $L_0 = 14,8$ кг воздуха, то

$$\alpha = G_{\text{в}} / (G_{\text{т}} L_0) = 1 / (14,8 q_{\text{т}}), \quad (4.1)$$

где

$$q_{\text{т}} = G_{\text{т}} / G_{\text{в}} \quad (4.2)$$

относительный расход топлива – отношение расхода топлива к расходу воздуха, проходящего через камеру сгорания.

При $\alpha = 1$, как следует из самого определения, в камеру сгорания поступает воздуха ровно столько, сколько необходимо для полного сгорания топлива.. Такое *соотношение топлива с воздухом называется стехиометрическим*.

Если $\alpha < 1$, то воздуха поступает меньше, чем это необходимо для полного сгорания топлива. Часть топлива остается несгоревшей. Такая смесь называется *богатой (топливом)*.

Если $\alpha > 1$, то, наоборот, воздуха больше, чем необходимо (часть кислорода воздуха остается невостребованной для сгорания топлива). Такая смесь называется *бедной*. Как было показано выше, камеры сгорания воздушно-реактивных двигателей работают на бедных смесях.

Подчеркнем, что при увеличении режима работы двигателя, а следовательно и расхода топлива, коэффициент избытка воздуха α уменьшается, и наоборот, – при снижении режима он увеличивается.

Величина относительного расхода топлива $q_{\text{т}}$ широко используется в термогазодинамических расчетах при проектировании двигателя и расчете его характеристик. При известной удельной тяге значением $q_{\text{т}}$ практически однозначно определяется *удельный расход топлива ТРД* – одна из важнейших величин, характеризующих эффективность работы двигателя. При известном расходе воздуха через камеру сгорания значением $q_{\text{т}}$ определяется расход топлива через двигатель:

$$G_{\text{т}} = q_{\text{т}} G_{\text{в}}. \quad (4.2a)$$

Кроме коэффициента избытка воздуха α , процесс горения топливовоздушной смеси зависит от параметров рабочего тела на входе в камеру сгорания: давления $p_{\text{к}}^*$, температуры $T_{\text{к}}^*$ и скорости потока $c_{\text{к}}$.

Перечисленные величины α , $p_{\text{к}}^$, $T_{\text{к}}^*$ и $c_{\text{к}}$ являются основными параметрами режима работы камеры сгорания*. Значениями $\alpha(q_{\text{т}})$ и $T_{\text{к}}^*$ практически однозначно определяется *температура газа перед турбиной $T_{\text{г}}^*$, которая характеризует режим работы как камеры сгорания, так и двигателя в целом*.

Показатели качества работы камеры сгорания. Качество работы камеры сгорания оценивается по показателям эффективности, диапазону устойчивости по срыву пламени, температурной неравномерности и экологического совершенства.

Эффективность работы камеры сгорания оценивается двумя основными коэффициентами: полноты сгорания топлива η_{Γ} и восстановления полного давления $\sigma_{к.с.}$.

Коэффициентом полноты сгорания (выделения тепла) η_{Γ} называют отношение количества тепла, подведенного к воздушному потоку в камере сгорания $G_B Q_1$, к располагаемой (химической) энергии внесенного в двигатель топлива $G_m H_u$:

$$\eta_{\Gamma} = \frac{G_B Q_1}{G_m H_u} = \frac{Q_1}{q_m H_u} = \frac{Q_1}{Q_0}, \quad (4.3)$$

где Q_1 – тепло, подведенное к 1 кг воздуха; величина Q_1 выражается через полную температуру рабочего тела на выходе из камеры сгорания и на входе в нее; Q_0 – располагаемая энергия внесенного в двигатель топлива в расчете на 1 кг воздуха, проходящего через камеру сгорания;

$$Q_0 = q_m H_u. \quad (4.4)$$

Коэффициентом восстановления полного давления $\sigma_{к.с.}$ называют отношение полных давлений на выходе из камеры сгорания и на входе в нее:

$$\sigma_{к.с.} = p_{\Gamma}^* / p_{к.}^*. \quad (4.5)$$

Давление заторможенного потока по длине камеры сгорания снижается вследствие гидравлического сопротивления и подвода тепла, т. е. теплового сопротивления.

Диапазоном устойчивой работы при заданной скорости воздуха называют интервал между максимальным значением α_{\max} , при котором происходит бедный срыв пламени, и минимальным значением α_{\min} , при котором происходит богатый срыв, т. е.

$$\alpha_{\max} - \alpha_{\min}. \quad (4.6)$$

В указанном диапазоне обеспечивается устойчивая (без срыва пламени) работа камеры сгорания.

Понятно, что в различных условиях эксплуатации камера сгорания должна работать без срыва пламени в полном диапазоне изменения α . Поэтому при разработке камеры сгорания обеспечению необходимого диапазона устойчивой работы ($\alpha_{\max} - \alpha_{\min}$), т.е. ее срывным характеристикам, уделяется особое внимание.

Такое же внимание уделяется обеспечению устойчивого запуска камеры сгорания в заданном диапазоне высот и скоростей полета.

Неравномерность температурного поля на выходе из камеры сгорания определяют как разность между замеренными значениями температуры газа $T_{\Gamma i}^*$ во множестве точек выходного сечения Г-Г и их среднемассовым значением T_{Γ}^* . Относительная неравномерность представляет собой отношение этих разностей к величине подогрева газа в камере сгорания:

$$\Theta_i = \frac{T_{\Gamma i}^* - T_{\Gamma}^*}{T_{\Gamma}^* - T_{\text{к}}^*}. \quad (4.7)$$

Большая неравномерность температурного поля может привести к прогарам лопаток сопловых аппаратов турбины, потере прочности и поломкам рабочих лопаток, к короблению корпусных деталей, растрескиванию и прогару стенок жаровой трубы и прочим повреждениям.

Поэтому для обеспечения надежной и эффективной работы камеры сгорания и двигателя в целом неравномерность температурного поля ограничивается: максимальная температура $T_{\Gamma \text{max}}^$ не должна превышать среднемассовую более чем на 10 ... 15%. Задается также изменение температуры по высоте выходного сечения: максимум температуры газа должен находиться несколько выше среднего радиуса лопатки турбины (примерно на 2/3 от высоты лопатки $h_{\text{л}}$). Эта задача решается путем оптимизации размещения и размеров отверстий в газосборнике жаровой трубы как для прохода воздуха смешения, так и воздуха, охлаждающего стенки жаровой трубы.*

Эффективным методом снижения температурной неравномерности является увеличение числа форсунок во фронтальном устройстве и замена механического способа распыливания топлива на воздушно-механическое. Например, переход от 12 центробежных форсунок в двигателе НК 12 к 139 пневматическим форсункам в двигателях серии НК 8 позволил радикально улучшить параметр Θ_i .

4.3. Экологические (эмиссионные) характеристики ВРД

Продукты сгорания авиационного керосина содержат две категории компонентов. Первая – пары воды, двуокись углерода, азот и ряд естественных компонентов атмосферного воздуха, которые не относят к загрязняющим веществам.

Вторую группу веществ: окись углерода CO, окись и двуокись азота NO и NO₂, твердые частицы сажи С, а также большое число углеводородных соединений HC (метан CH₄, ацетилен C₂H₆, этилен C₂H₄, пропан C₃H₈, бензол C₆H₆, толуол C₆H₅CH₃ и другие), относят к категории загрязняющих. Кроме перечисленных в составе выхлопных газов в небольших количествах содержатся окислы серы, альдегиды, канцерогенные углеводороды и многие другие соединения.

В соответствии с международными и национальными стандартами в настоящее время нормы устанавливаются на четыре компонента: окись углерода (СО), несгоревшие углеводороды (НС), окислы азота (NO и NO₂) и частицы сажи (С) (дым).

Основным документом, регламентирующим нормы выброса (эмиссии) загрязняющих веществ с выхлопными газами двигателей гражданских воздушных судов, являются Авиационные Правила (АП–34) «Охрана окружающей среды. Нормы эмиссии для авиационных двигателей». В Правилах АП–34 используется следующая терминология и основные понятия.

Взлетная тяга/мощность ($P_{взл}$) – утвержденная максимальная статическая тяга (мощность) двигателя, располагаемая для взлета в стандартных атмосферных условиях по МСА на уровне моря (без использования впрыска воды и чрезвычайных режимов).

Эмиссия с выхлопными газами – выброс в атмосферу загрязняющих веществ через выхлопное сопло двигателя.

Эмиссия газообразных веществ – эмиссия с выхлопными газами несгоревших углеводородов, окиси углерода и окислов азота.

Несгоревшие углеводороды (НС) – суммарное количество содержащихся в пробе выхлопных газов углеводородов всех классов и молекулярных масс, определенное в предположении, что все углеводороды представляют собой метан (СН₄).

Окислы азота (NO_x) – суммарное количество содержащихся в пробе выхлопных газов окиси (NO) и двуокиси (NO₂) азота, определенное в предположении, что все окислы (NO_x) представляют собой двуокись азота.

Эмиссия дыма – эмиссия с выхлопными газами веществ, препятствующих прохождению света.

Число дымности (SN) – безразмерный параметр, количественно характеризующий эмиссию дыма. Определяется по загрязнению бумажного фильтра выхлопными газами.

Эмиссия топлива – выброс топлива из двигателя на любых режимах нормальной эксплуатации на земле и в полете, не включающий несгоревшие углеводороды в эмиссии с выхлопными газами. Согласно разделу «В» правил АП–34 «двигатели следует проектировать и конструировать таким образом, чтобы был предотвращен преднамеренный выброс в атмосферу топлива из коллекторов топливных форсунок, остающегося в них после выключения двигателя при завершении нормального полета или работы на земле».

Сертификационные испытания. Определение эмиссионных характеристик двигателя производится при стендовых испытаниях. Технология испытаний и рекомендуемые приборы указаны в правилах АП-34.

Список литературы к гл.4

1. Кныш, Ю.А. Эмиссионные характеристики ГТД и пути их улучшения / Ю.А.Кныш. - М.: Машиностроение, 2005. – 348 с.
2. Постников, А.М. Снижение окислов азота в выхлопных газах ГТУ / А.М. Постников. - Самара: Изд-во СНЦ, РАН, 2002. – 286 с.

ГЛАВА 5. ИСПЫТАТЕЛЬНЫЕ СТЕНДЫ И СТЕНДОВОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

5.1. Стенд для испытания ТРД ТС-12 и схема препарирования двигателя

Лабораторные работы по испытанию ТРД с использованием двигателя ТС-12 выполняются на стенде учебной лаборатории кафедры ТДЛА.

Стенд оборудован системами измерения для определения реактивной тяги, давления, температуры, частоты вращения ротора и расходов топлива и воздуха.

Тяга ТРД ТС-12 измеряется с помощью силоизмерительного устройства, состоящего из динамометрической платформы, на которой установлен двигатель. Платформа подвешена на гибких лентах к неподвижной станине. Перемещение платформы через систему тяг и рычагов передается на весовую головку РП-13-100Ц (маятниковый динамометр). Во время испытаний регистрируются также следующие параметры:

Частота вращения ротора n . Измеряется частотным тахометром ТСФУ1-4 с первичным преобразователем ДТЭ-2, подсоединенным к двигателю. Для визуального контроля используется магнитоиндукционный тахометр ИТЭ-1. Он работает с тем же первичным преобразователем ДТЭ-2.

Давление топлива перед форсунками p_m для косвенного измерения расхода топлива. Измеряется образцовым манометром. По градуировочной зависимости (рис.5.1) определяется часовой расход топлива.

Кроме того, расход топлива G_m измеряется также объемным расходомером (штихпробером), снабженным системой автоматического отсчета времени опорожнения мерного объема с помощью фотодиодов и электросекундомера типа П-30, (гл. 6, раздел 6.5 практикума).

Перепад между давлением заторможенного потока и статическим давлением на входе в компрессор Δp_B . Измерение осуществляется водяным пьезометром.

По измеренным значениям Δp_B определяется приведенный секундный расход воздуха на каждом режиме работы двигателя с использованием градуировочной зависимости (рис 5.2).

Температура воздуха на входе в двигатель ($t_H = t_B^$)*. Измеряется термометром сопротивления с первичным преобразователем типа П-1 и вторичным прибором — логометром, шкала которого проградуирована в градусах Цельсия.

*Температура заторможенного потока воздуха за компрессором t_K^** . Измеряется хромель-копелевой термопарой с регистрацией величины

термоэлектродвижущей силы милливольтметром, шкала которого проградуирована в градусах Цельсия.

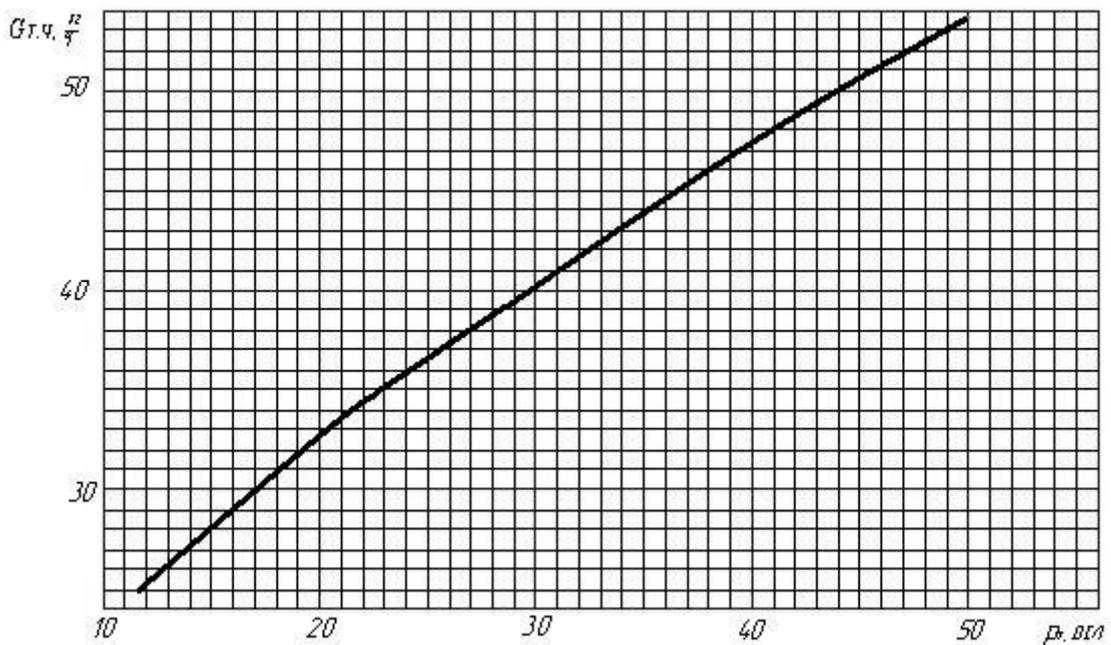


Рис.5.1. Градуировочная зависимость для определения расхода топлива ТРД ТС-12

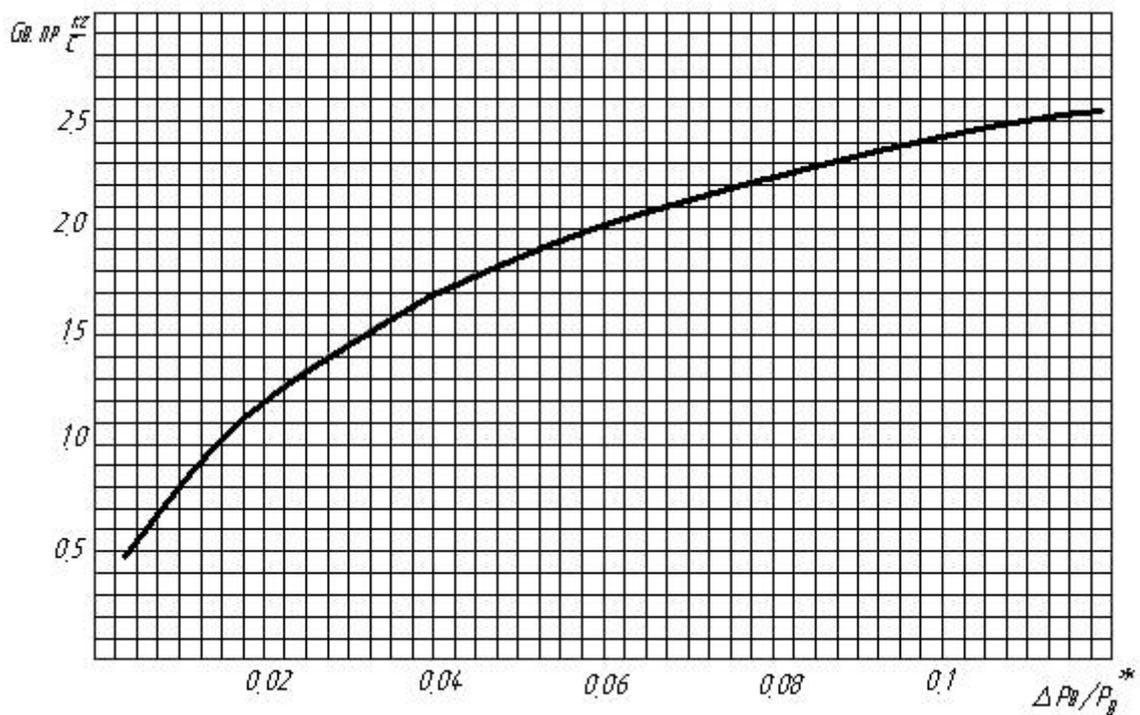


Рис.5.2. Градуировочная зависимость для определения приведенного расхода воздуха

Температура торможения воздуха за турбиной t_T^* . Измеряется хромель-алюмелевыми термопарами с регистрацией на милливольтметре.

Расположение двигателя ТС-12 на тягоизмерительном станке в боксе стенда показано на рис.5.3.



Рис.5.3. Двигатель ТС-12 на тягоизмерительном устройстве в боксе стенда

Краткое описание двигателя – объекта испытания

Турбореактивный одновальный двигатель ТС-12 выполнен для учебных целей на базе вспомогательной силовой установки (турбостартера) турбовинтового двигателя НК-12МВ (параметры двигателя ТС-12, естественно, ниже параметров современных авиационных ГТД, служащих силовыми установками самолетов).

Основные данные ТРД ТС-12 на взлетном режиме:

частота вращения ротора	- 25 000 1/м = 417 1/с;
тяга	- 60 кгс = 588 Н;
часовой расход топлива	- 105 кг/ч;
температура газа за турбиной	- 870 К.

Компрессор двигателя центробежный, турбина осевая. Камера сгорания трубчато-кольцевая с пятью рабочими и одной пусковой форсунками.

Схема препарирования ТС=12 показана на рис 5.4.

Сопло двигателя нерегулируемое, суживающееся. Необходимые для выполнения лабораторной работы параметры измеряются соответствующими приборами и измерительными системами. Смазка двигателя осуществляется масляной системой.

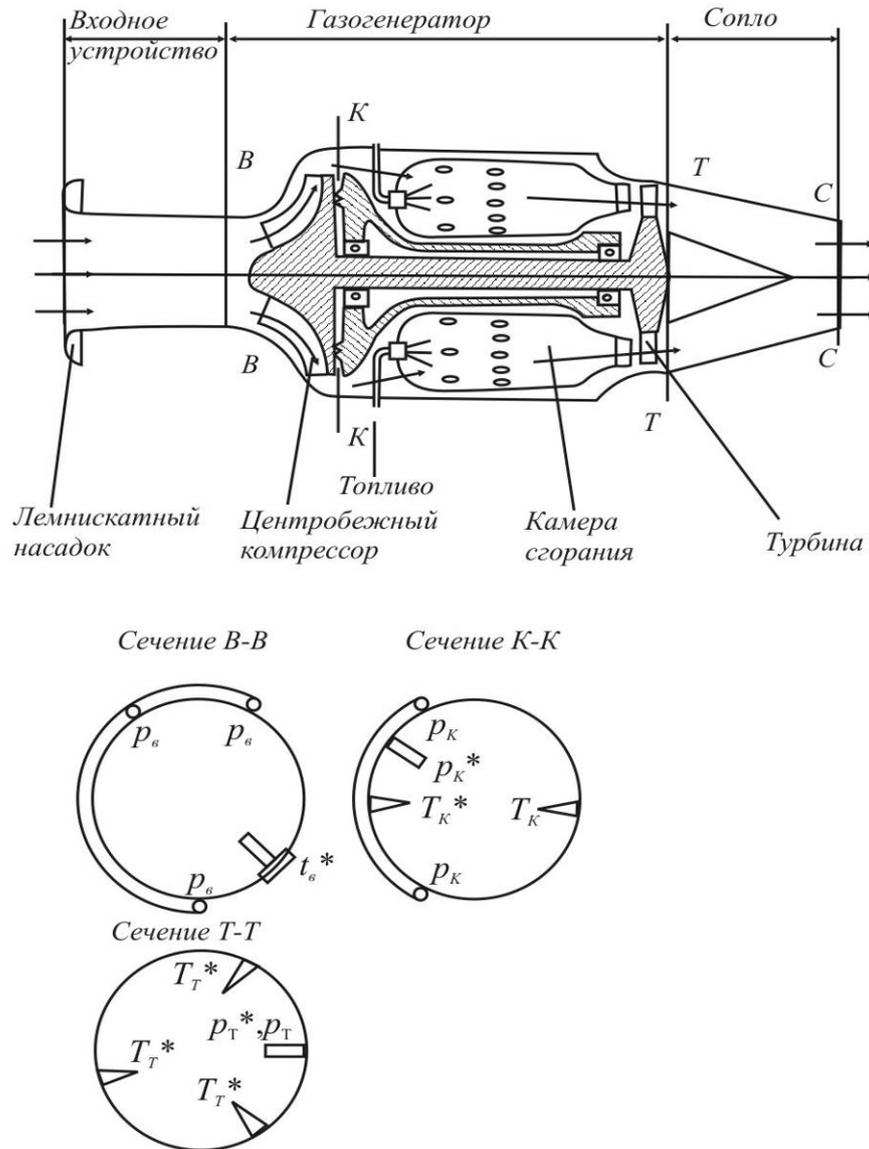


Рис.5.4. Схема препарирования ТРД ТС-12

5.2. Установка для испытаний ТВД ДГ-4М, измеряемые параметры и схема препарирования двигателя

Лабораторные работы по испытанию ТВД с использованием двигателя ДГ-4М выполняются на стенде учебной лаборатории ВРД кафедры (корп.11, ауд 104).

Стенд оборудован системами измерения крутящего момента для определения мощности, а также реактивной тяги, давления, температуры, частоты вращения ротора и расходов топлива и воздуха.

На рис.5.5 приведена схема учебной экспериментальной установки испытаний двигателя ДГ-4М.

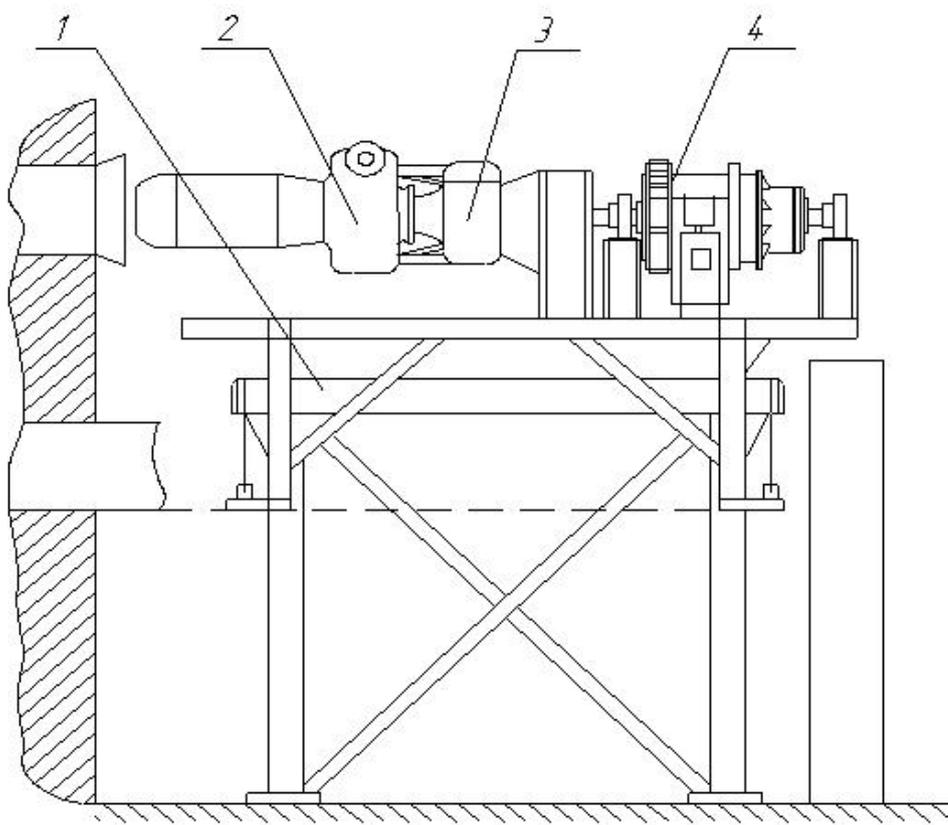


Рис. 5.5. Схема установки испытания двигателя ДГ-4М

Краткое описание двигателя

Двигатель ДГ-4М, применяемый в учебной лаборатории, выполнен на базе вспомогательной силовой установки мощностью 40 кВт (70 л.с.).

Основные параметры двигателя:

степень повышения давления $\pi_k^* = 2,5$;

температура газов перед турбиной $T_g^* = 900 \text{ K}$;

расход воздуха $G_B = 1,5 \text{ кг/с}$;

удельный расход топлива $C_e = 1,14 \text{ кг/ кВт ч} = 0,84 \frac{\text{кг}}{\text{л.с.ч}}$;

Двигатель ДГ-4М имеет одновальную конструкцию с центробежным компрессором и радиально-осевой турбиной. Частота вращения ротора турбокомпрессора на эксплуатационных режимах

$$n_{\max} = 27750 \text{ 1/мин} = 463 \text{ с}^{-1}.$$

В одноступенчатом редукторе частота вращения понижается до $6000 \text{ 1/м} = 100 \text{ с}^{-1}$.

Установка оборудована системой плавной регулировки мощности двигателя. На двигателе установлено жесткое сужающееся сопло.

Двигатель ДГ-4М относится к классу малоразмерных, и его параметры существенно ниже параметров современных авиационных ТВД, служащих силовыми установками самолетов и вертолетов.

Двигатель 3 установлен на испытательном станке, который состоит из неподвижной станины 1 и подвижной платформы 2. Развиваемая двигателем мощность через редуктор и вал передается на привод электрического генератора С-75 переменного тока 4 с внешним возбуждением. Статор генератора вывешен на подшипниковых стопорах 5 и 7. Посредством плавного изменения напряжения возбуждения генератора он загружается для поглощения мощности от двигателя.

За счет взаимодействия электромагнитных сил ротора и статора вырабатывается электрический ток, который поглощается установленным вне помещения бокса реостатом постоянного сопротивления. Для утилизации выработанной электроэнергии она может быть передана в электросеть.

Из-за взаимодействия электромагнитных сил на статоре возникает реактивный крутящий момент, который стремится повернуть корпус статора. На статоре установлен (рис.5.6) рычаг определенной длины, на конце которого укреплен шток, передающий усилие от $M_{кр}$ на вибрационно-частотный датчик ДДВ-10Б.

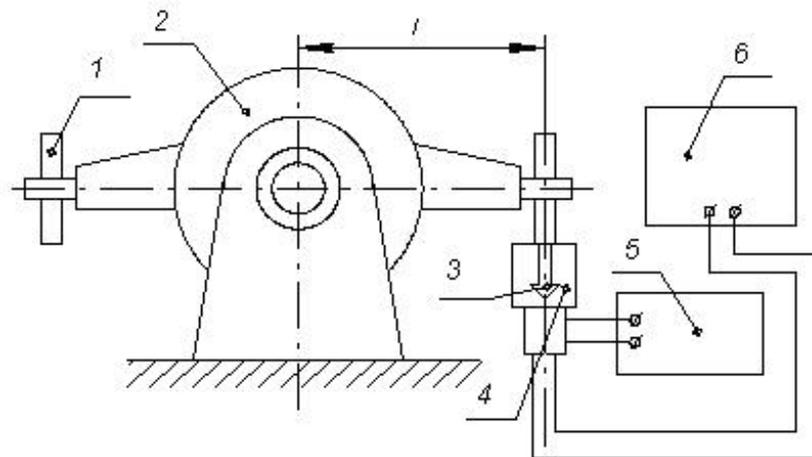


Рис. 5.6. Схема измерения крутящего момента электрическим балансирным тормозом: 1 — противовес;

2 — вывешенный статор генератора; 3 — усилие F ; 4 — вибрационно-частотный датчик; 5 — блок питания; 6 — частотомер

Сигнал от вибрационно-частотного датчика измеряется электронно-цифровым частотомером ЧЗ-33. С целью выполнения градуировки системы измерения $M_{кр}$ силоизмерительный рычаг оборудован специальной площадкой для размещения образцовых градуировочных грузов. Испытания ТВД ДГ-4М на различных режимах работы проводятся на препарированном двигателе.

Схема препарирования ДГ-4М приведена на рис.5.7.

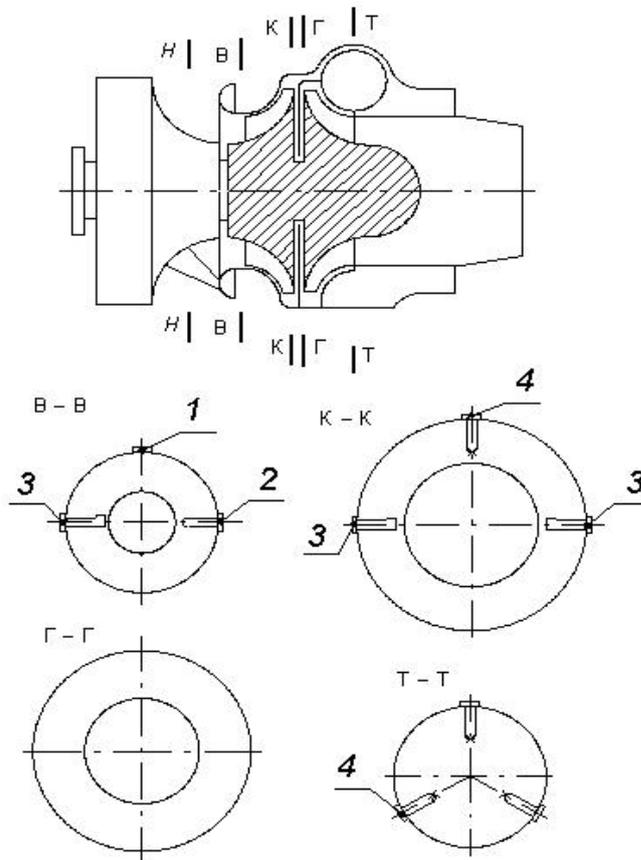


Рис. 5.7. Схема ТВД ДГ-4М и препарирования его проточной части:

1- приемник статического давления; 2- термометр электросопротивления; 3- приемник давления торможения; 4- термопара

При испытании двигателя измеряются следующие параметры:

1. *Крутящий момент на валу воздушного винта $M_{кр}$* , развиваемый двигателем. Плавное регулирование величины, поглощаемой тормозным устройством мощности при постоянном электрическом сопротивлении балластного реостата, осуществляется путем изменения напряженности магнитного поля статора генератора. Это производится с пульта управления изменением напряжения в обмотке возбуждения генератора.

2. *Тяга реактивная ТВД P* . Измеряется с помощью силоизмерительного устройства, состоящего из динамометрической платформы, на которой установлен двигатель с тормозом, подвешенной на гибких лентах к неподвижной станине. Перемещение платформы через систему тяг и рычагов передается на весовую головку РП-13-100Ц (маятниковый динамометр).

3. *Частота вращения ротора n* . Измеряется частотным тахометром ТСФУ1-4 с первичным преобразователем ДТЭ-2, подсоединенным к двигателю. Для визуального контроля используется магнитоиндукционный тахометр ИТЭ-1. Он работает с тем же первичным преобразователем ДТЭ-2.

4. *Давление топлива перед форсунками P_m* для косвенного измерения

расхода топлива. Измеряется образцовым манометром.

5. *Расход топлива G_m* . Измеряется объемным расходомером (штихпробером), снабженным системой автоматического отсчета времени опорожнения мерного объема с помощью фотодиодов и электросекундомера П-30, или же по перепаду давления на форсунках с использованием градуировочной зависимости (рис.5.8. б).

6. *Перепад полным и статическим давлением на входе в компрессор Δp_B* . Измерение осуществляется жидкостным манометром, заполненным дистиллированной водой. По измеренным значениям Δp_B определяется приведенный секундный расход воздуха на каждом режиме работы двигателя с использованием градуировочной зависимости (рис 5.8. а).

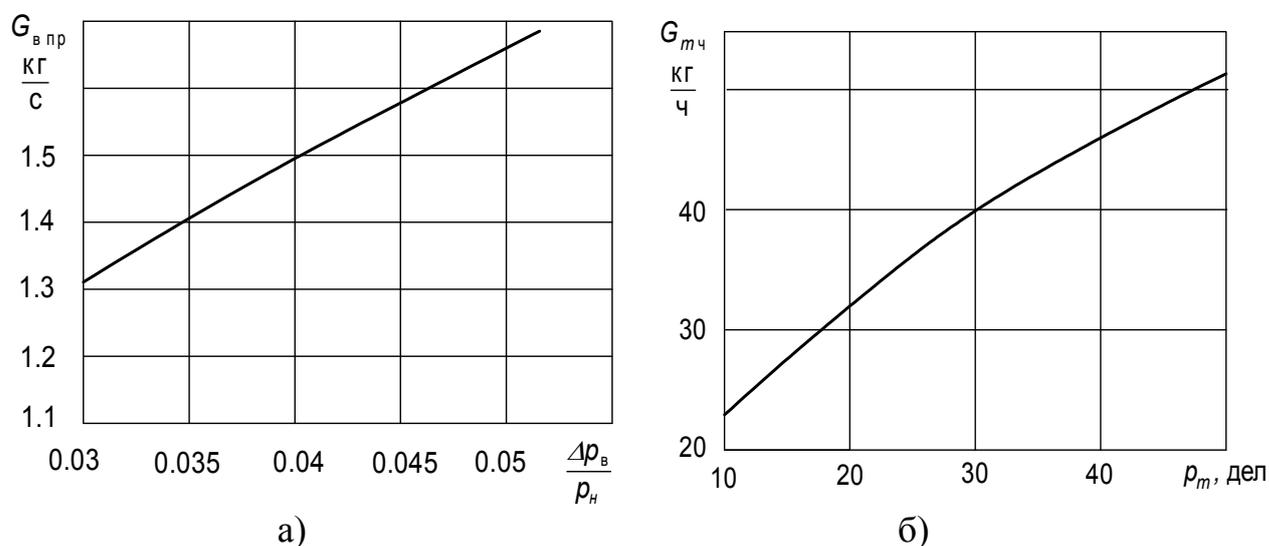


Рис.5.8. Градуировочные графики для определения: а- приведенного расхода воздуха через двигатель ДГ-4 М, б - расхода топлива

7. *Температура воздуха на входе в двигатель ($t_H = t_B^*$)*. Измеряется термометром электросопротивления с первичным преобразователем типа П-1 и вторичным прибором — логометром, шкала которого проградуирована в градусах Цельсия.

8. *Температура заторможенного потока воздуха за компрессором t_K^** . Измеряется хромель-копелевой термопарой с регистрацией величины термоэлектродвижущей силы милливольтметром, шкала которого проградуирована в градусах Цельсия.

9. *Температура заторможенного потока воздуха за турбиной t_T^** . Измеряется хромель-алюмелевыми термопарами с регистрацией величины термоэлектродвижущей силы милливольтметром, шкала которого проградуирована в градусах Цельсия.

На рис.5.9 приведена схема экспериментального оборудования стенда №2

лаборатории № 45 каф. ТДЛА для измерения крутящего момента с помощью гидротормоза.

Исследуемый двигатель устанавливается на жестком испытательном станке 1. С помощью валопровода 2 выходной вал двигателя соединяется с гидротормозом 3(УВ21-30-75-0). Вода для загрузки гидротормоза из бака постоянного уровня 4 по системе труб проводится в камеры гидротормоза. Расход воды, поступающей в гидротормоз, регулируется задвижкой 5. Отработанная вода отводится по трубопроводу слива воды 6.

Измерение усилия на рычаге 7 гидротормоза осуществляется рейтерными весами 8. Для градуировки системы измерения $M_{кр}$ на конце рычага 7 укреплено весовое устройство, на которое ставятся образцовые градуировочные грузы.

По индивидуальной масляной системе 9 подводится масло для смазки подшипников ротора гидротормоза.

На рис.5.10 показана схема трехкамерного гидротормоза. Он состоит из следующих основных частей: корпуса (статора) 1, образующего три дисковых камеры 2, внутри которых вращаются три гладких диска 3, укрепленных на валу 4, который приводится во вращение испытуемым двигателем. Через каналы 5 организован подвод воды к прикорневым зонам гладких дисков.

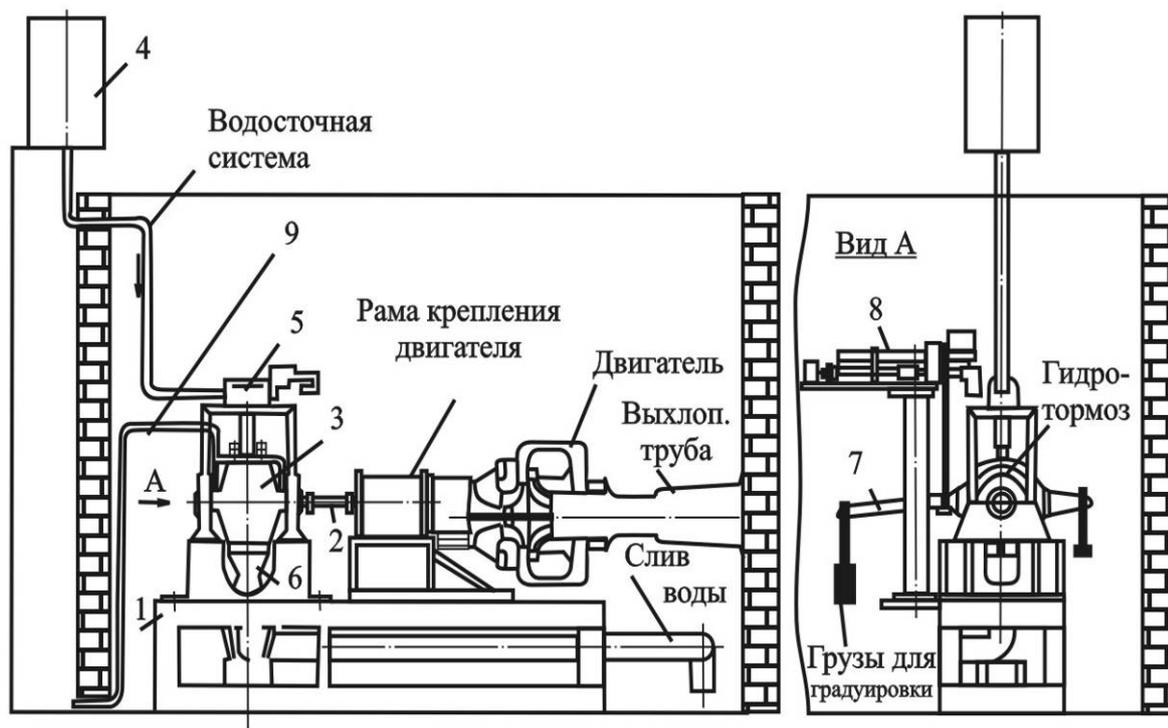


Рис.5. 9. Схема стенда для испытания малоразмерных ГТД с гидротормозом

Через масляную магистраль 6 подается масло под давлением для смазки подшипников ротора гидротормоза. Водяные 7 и масляные 8 лабиринты

служат для уплотнения рабочих полостей гидротормоза. Через сливную магистраль 9 поддерживается определенный расход воды в гидротормозе. Мощность от испытываемого двигателя передается к дискам гидротормоза. При вращении дисков вода отбрасывается к периферии диска. Подводимая мощность тратится на трение (нагрев воды).

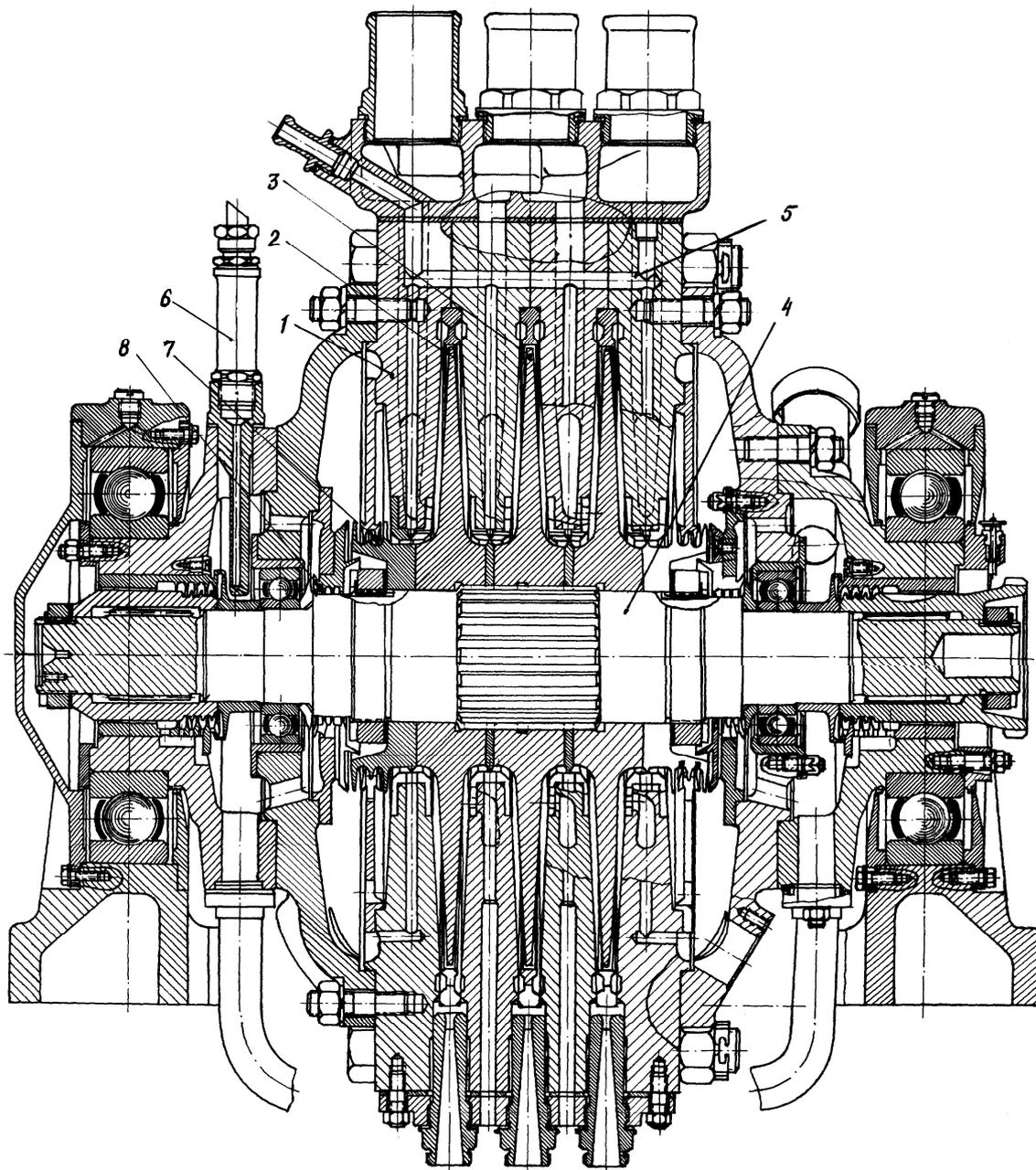


Рис. 5.10. Конструкция гидротормоза

Корпус гидротормоза увлекается в ту же сторону, в которую вращается диск. Балансирный момент, приложенный к корпусу, равняется крутящему моменту, приложенному к диску.

Измерив балансирный момент и частоту вращения диска, можно вычислить мощность испытываемого двигателя.

Поглощаемая гидротормозом мощность зависит от его конструктивных параметров следующим образом [4]:

$$N_{\text{торм}} = R D_{\text{внеш}}^m \left(1 - \frac{D_{\text{внутр}}^m}{D_{\text{внеш}}^m} \right) n^\alpha = \kappa D_{\text{внеш}}^m (1 - \phi^m) n^\alpha,$$

где κ - коэффициент, учитывающий конструктивные особенности гидротормоза;

$D_{\text{внеш}}$ - внешний диаметр диска;

$D_{\text{внутр}}$ - уровень воды внутри корпуса;

n - частота вращения диска; $m \approx 4$, $\alpha \approx 3$ - показатели степени.

Обычно гидротормоза выполняют с соотношением $D_{\text{внутр}} > 0.5 D_{\text{внеш}}$.

5.3. Учебно-экспериментальный стенд для испытаний ТРДД АИ-25, измеряемые параметры и схема препарирования двигателя

На рис 5.11 показан вид испытательного бокса стенда АИ-25 сверху.

На входе в двигатель АИ-25 (3) установлен лемнискатный насадок 1. Запуск двигателя осуществляется вспомогательным газотурбинным двигателем ВГТД АИ-9 (4). Выхлопные газы от основного двигателя и ВГТД направляются через выхлопной эжектор 5 в башню шумоглушения 6. Измерительные приборы установлены на щите 7 в кабине наблюдения 15.

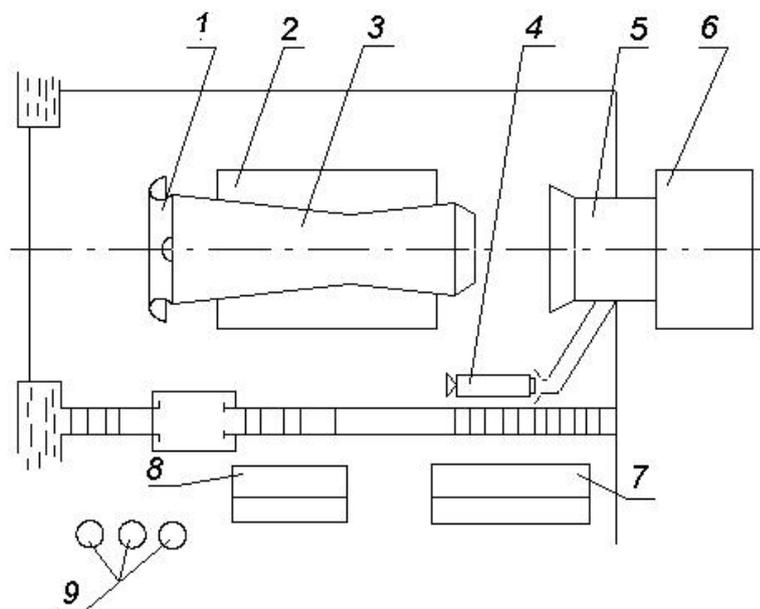


Рис.5.11. Схема бокса для испытаний ТРДД АИ-25:

1- лемнискатный насадок; 2 - силоизмерительный станок; 3 - ТРДД АИ- 25; 4 - ВГТД АИ-9; 5 - выхлопной эжектор; 6 - башня шумоглушения на выходе; 7- панель отображения измерительной информации; 8 – пульт управления; 9- баллоны системы пожаротушения

Управление ходом испытания производится с пульта управления 8. Функционирование противопожарной системы обеспечивается баллонами с жидкой углекислотой 9.

На рис.5.12 показан вид бокса спереди и сбоку. Двигатель 3 установлен на испытательном станке, оборудованном силоизмерительным устройством 2. Станок представляет собой пространственную ферменную конструкцию, которая состоит из динамометрической платформы, площадок обслуживания и опорной неподвижной станины.

Динамометрическая платформа соединяется с неподвижной станиной с помощью гибких лент и может смещаться под действием силы тяги ТРДД в осевом направлении.

Усилие от платформы передается тензорезисторному датчику усилий ТВС. Для исключения передачи вибраций от работающего двигателя на элементы конструкции здания неподвижная станина станка жестко закреплена на фундаменте 11, который, в свою очередь, установлен на упругой прокладке 12 и деревянных балках 13. Вокруг фундамента 11 предусмотрен воздушный зазор.

Атмосферный воздух через входной шумоглушающий канал 16, в котором размещены щиты шумоглушения 10, попадает в вертикальную шахту бокса, а из нее на выход двигателя.

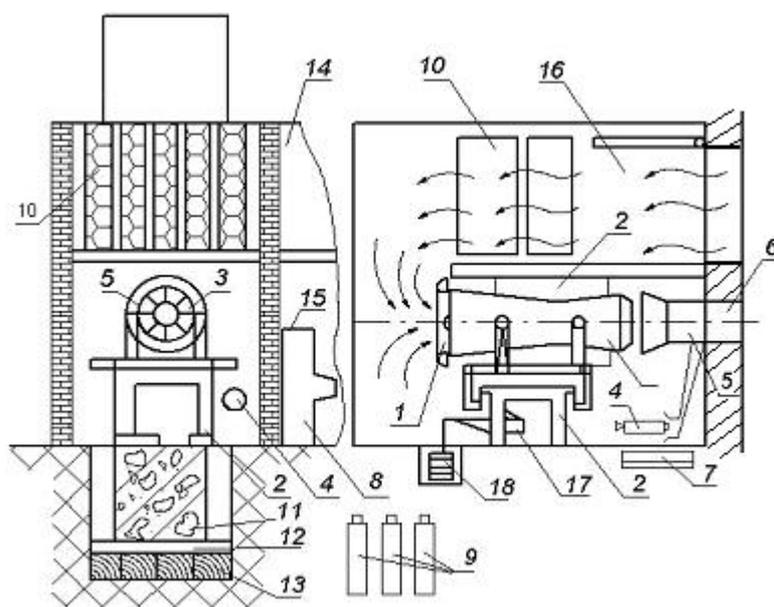


Рис 5.12. Вид бокса спереди и сбоку: (позиция 1...9 см. рис 5.11); 10 - щиты шумоглушения на входе; 11 - фундамент силоизмерительного устройства; 12 - упругая прокладка; 13 – виброизолятор из деревянного бруса; 14 - учебный класс; 15 - кабина наблюдателя; 16 - входной канал шумоглушения; 17 - градуировочное устройство; 18 - образцовые грузы

Уровень входного шумоглушающего канала находится существенно ниже среза выхлопной башни шумоглушения, что обеспечивает чистоту поступающего в бокс воздуха.

Для градуировки СИУ предусмотрен градуировочный разноплечий рычаг 17, он установлен на неподвижной станине СИУ 2 и нагружается образцовыми грузами 18.

Расположение ТРДД АИ-25 на тягоизмерительном устройстве в боксе стенда показано на рис.5.13.

Для измерения температур и давлений, характеризующих рабочий процесс в проточной части, двигатель препарирован соответствующими термо- и пневмогребенками.



Рис 5.13. Расположение ТРДД АИ-25 и ВГТД АИ-9 в боксе стенда

Объект испытания - ТРДД АИ-25

Двухвальный ТРДД АИ-25 с отдельным выхлопом из контуров относится к двигателям 3 поколения, имеет ресурс 3000 часов. Он устанавливается на небольшие самолеты типа Як-40, М-15 и т.п.

Его основными элементами являются: осевой дозвуковой трехступенчатый компрессор низкого давления (вентилятор), разделительный корпус, на котором размещены узлы передней силовой подвески двигателя и агрегаты систем: масляной, топливной и запуска. На двигателе установлен

осевой восьмиступенчатый компрессор высокого давления, кольцевая камера сгорания с 12 одноступенчатыми форсунками, одноступенчатая турбина высокого давления, двухступенчатая турбина низкого давления, корпус задней опоры валов с узлами задней поддерживающей подвески двигателя и нерегулируемые суживающиеся реактивные сопла наружного и внутреннего контуров.

Основные технические данные двигателя в САУ при $H=0$, $Mп=0$

Взлетный режим:

$$\begin{array}{ll}
 P = 14,7 \text{ кН}, & C_{уд} = 58 \text{ кг/кНч}, \\
 n_{нд} = 10750 \text{ об/мин (90,8\%)}, & n_{вд} = 16640 \text{ об/мин}, \\
 T_{г}^* = 1150 \text{ К}, & T_{г}^* = 827 \text{ К}, \\
 G_{в \Sigma} = 44,25 \text{ кг/с}, & G_{в I} = 14,75 \text{ кг/с}, \\
 \pi_{в}^* = 1,75, & \pi_{к \Sigma}^* = 8.
 \end{array}$$

Время непрерывной работы – 5 мин.

Максимальный продолжительный:

$$\begin{array}{ll}
 P = 11 \text{ кН}, & C_{уд} = 58 \text{ кг/кНч}, \\
 n_{нд} = 9560 \text{ об/мин (80,6\%)}, & n_{вд} = 15675 \text{ об/мин}, \\
 T_{г}^* = 1040 \text{ К}, & T_{г}^* = 763 \text{ К}.
 \end{array}$$

Время непрерывной работы не ограничивается.

Малый газ:

$n_{вд} = 8745 \text{ об/мин (52,5\%)}$. Время непрерывной работы – 30 мин.

Масса двигателя – 350 кг. Межремонтный ресурс – 3000 ч.

Время суммарной наработки за ресурс не более:

на взлетном режиме – 5%; на номинальном режиме – 40%;

на крейсерских режимах – без ограничения.

Сорт топлива.....Т-1 или ТС-1.Сорт масла..... МК – 8.

В табл.5.1 приведены параметры этого двигателя в сравнении с параметрами других современных ТРДД.

Из табл.5.1 видно, что параметры ТРДД АИ-25 находятся на уровне аналогичных зарубежных ТРДД 3-го поколения, предназначенных для малых самолетов. При этом они существенно отличаются от параметров современных ТРДД для больших самолетов по $\pi_{к}$, $T_{г}^*$ и m .

Хотя параметры малоразмерных ТРДД типа АИ-25 не являются характерными для большинства современных ТРДД для магистральных самолетов, это отличие не отражается на методике экспериментального

определения дроссельной характеристики и нормальных значений параметров (НЗП) ТРДД.

Таблица 5.1 Параметры современных ТРДД $H=0, M=0$

N	Двигатель	Фирма Разработчик страна	Самолет	$P_{дв},$ кН	$C_{уд},$ кг/кН ч	$\pi_{к\sigma}$	$G_{в\sigma},$ кг/с	$T_{г}^*,$ К	m т
1	АИ-25	СССР	ЯК-40	14,7	56,8	8	44,3	1185	2,27
2	JT15D4	PW Канада	Корветт	11,1	52,7	10,7	34,5	1289	2,6
3	Ларзак	Франция	АльфаДжет	13,24	72,38	10,6	27,5	1410	1,13
4	TFE-731-3	Эрисерч США	Фалкон 50	16,48	52,49	14,6	53,7	1353	2,8
5	JT9D-20	Пр.-Уитни США	DC-10-10	205,9	35,6	23,3	696	1560	5,1
6	CFM 56-3	Франция. США	A.300	89	37,74	22,6	297	1530	5,1
7	CF6-80A	Дж. Электр	B.767-200	213,9	34,9	28	650	1550	4,66
8	Д-36	СССР	ЯК-42	63,7	36,4	20,2	253	1397	5,57
9	PW-2037	Пр. Уитни США	B. 747	173,5	33	31,8	608	1670	6,0
10	F404-GE	Дж. Электр США	A-6F	49	80,4	25	64,4	1603	0,34

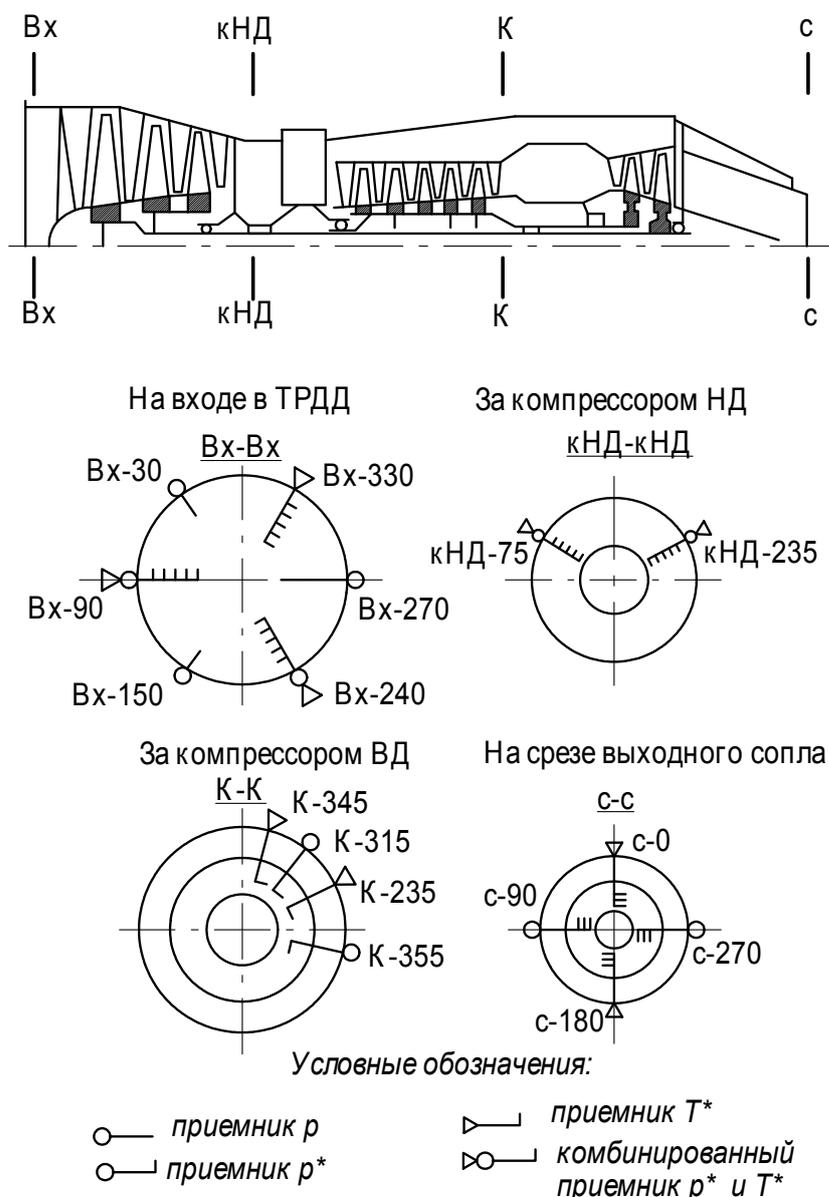
С другой стороны, оно обеспечивает учебной экспериментальной установке необходимую компактность, малозумность и экономичность.

Измеряемые параметры и схема препарирования двигателя

Система измерений для проведения учебных испытаний двигателя АИ-25 учитывает следующие требования:

- объем информации, получаемый при испытании, должен обеспечивать выполнение студентами основных элементов термогазодинамического анализа рабочего процесса;
- препарирование двигателя должно обеспечивать возможность визуального контроля измеряемых параметров, а также обеспечить ввод сигналов в автоматизированную систему измерений;
- основные конструктивные решения препарирования двигателя должны соответствовать типичному препарированию ГТД.

Схема проточной части двигателя АИ-25 приведена на рисунке.5.14. Схема препарирования ТРДД АИ-25 предусматривает следующие измерения параметров в различных сечениях двигателя.



Примечание: цифры после тире означают координаты в градусах от вертикальной плоскости двигателя сверху по часовой стрелке.

Рис.5.14. Схема проточной части ТРДД АИ-25 и ее препарирование

Сечение на входе в двигатель. Δp_B - перепад между давлениями торможения и статическим давлением, 3 приемника p_B и 3 пятиточечных комбинированных пневмогребенки p_B^* и T_B^* , газодинамическое осреднение p_B^* и p_B .

Сечение за компрессором НД. $p_{кНД}^*$ и $T_{кНД}^*$ - давление и температура торможения за компрессором НД (вентилятором), применены 2 пятиточечных комбинированных пневмогребенки.

Сечение на срезе выходного сопла. p_{cl}^* и $T_{cl}^* = T_t^*$ давление и температура торможения по внутреннему контуру на срезе сопла, 2 трехточечных термопары (гр. ХА), 2 пятиточечных приемника p^* ,

Сечение за компрессором. p_k^* и T_k^* давление и температура торможения за компрессором ВД, применены 2 индивидуальных приемника давления и две термопары.

Конструктивные схемы установки измерительных гребенок в проточной части показаны на рис. 5.15...5.19.

При испытании также измеряются следующие параметры двигателя:

1. Тяга двигателя $P_{дв}$. Величина тяги измеряется тензодатчиком типа ТВС 2.0.

2. Частота вращения роторов НД и ВД определяется с помощью датчиков ДТЭ -2.

3. Расход топлива определяется турбинным расходомером ТДР9-1-1 с расчетным диапазоном 0.08...0.4 л/с.

4. Расход воздуха определяется по измерениям Δp_v на лемнискатном насадке, обеспечивающем безотрывное течение воздуха, чем достигается равномерное поле скоростей потока на входе в двигатель, практически без потерь давления (т.е. $p_H \approx p_H^*$).

5. Величина атмосферного давления измеряется барометром.

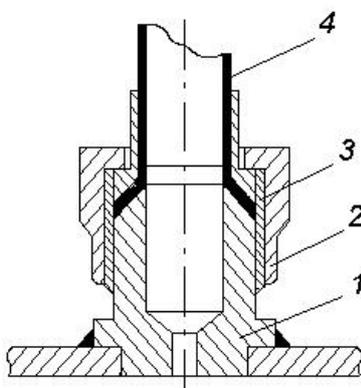


Рис.5.15. Схема установки приемника статического давления на лемнискатном насадке

1-приемник статического давления;
2- накидная гайка; 3- уплотнительное кольцо; 4- трубка передачи давления от приемника к регистрирующему прибору

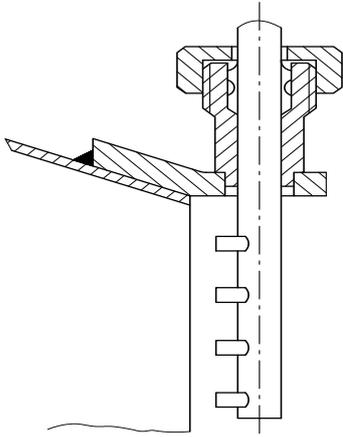


Рис.5.16. Конструктивная схема установки гребенки p^* на срезе сопла

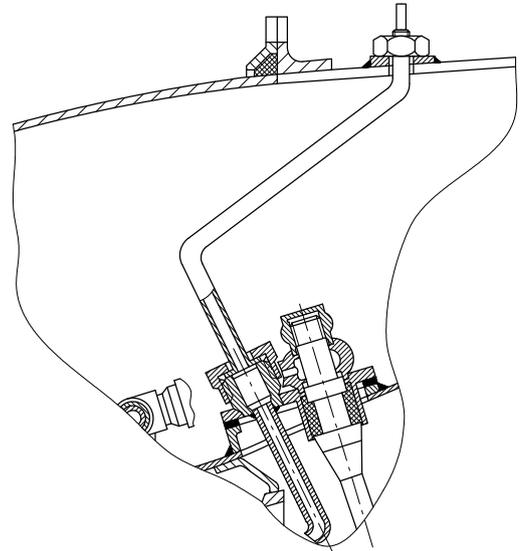


Рис.5.17. Схема установки приемника давления заторможенного потока $p^*_к$ в сечении К-К

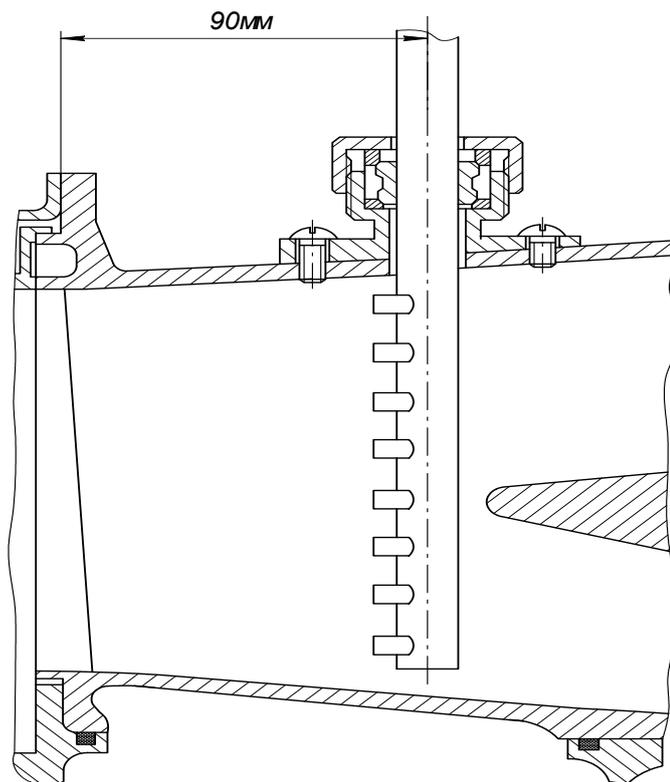


Рис. 5.18. Схема установки комбинированной пневмогребенки в сечении кНД – кНД

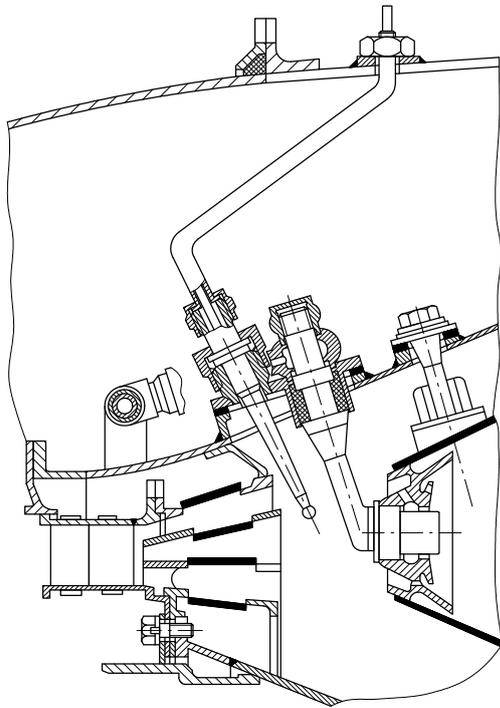


Рис.5.19. Схема установки термопары в сечении К-К

Список литературы к гл. 5

1. Григорьев, В.А. Стенды, стендовое оборудование, датчики и средства измерений при испытаниях ВРД : учеб. пособие/ В.А. Григорьев, И.И. Морозов, В.Т. Анискин. — Самара: СГАУ, 2006.- 63 с.
2. Солохин, Э.Л. Испытания авиационных воздушно-реактивных двигателей/ Э.Л Солохин. — М.: Машиностроение, 1975. — 356 с.
3. Дорофеев, В.М. Испытания воздушно-реактивных двигателей/ В.М. Дорофеев, В.Я. Левин. — М.: Оборонгиз, 1961. — 220 с.
4. Нечаев, Ю.Н. Теория авиационных газотурбинных двигателей/ Ю.Н.Нечаев, Р.М. Федоров. — М.: Машиностроение, 1978. Ч.2. — 336 с.
5. Испытания воздушно-реактивных двигателей/ А.Я. Черкез, И.И. Онищик, Е.М.Таран [и др.]; под общ. ред. А.Я. Черкеза. — М.: Машиностроение, 1992. — 304 с.
6. Солохин, Э.Л. Испытания ВРД: учеб. пособие/ Э.Л Солохин, Е.В. Якуш. — М.: МАИ, 1975. — 64 с.

ГЛАВА 6. ОСНОВНЫЕ СРЕДСТВА ИЗМЕРЕНИЙ ПРИ АВТОМАТИЗАЦИИ ИСПЫТАНИЙ ГТД

В процессе испытаний авиационных ГТД измеряется большое количество параметров. Анализ результатов измерений позволяет оценить рабочий процесс двигателя, определить тепловое состояние и напряжение в элементах конструкции, при заводских испытаниях серийных двигателей - определить соответствие двигателя заданным техническим условиям.

Основными требованиями, предъявляемыми к измерительной аппаратуре при испытаниях ГТД, являются обеспечение необходимой точности измерений и возможности использования этой аппаратуры в системах с автоматической регистрацией и обработкой результатов измерений.

В данной работе рассматриваются основные датчики, применяемые в настоящее время в системах автоматизированных испытательных стендов.

6.1. Измерение температур

При испытаниях современных ГТД измеряют температуры воздуха и газа в проточной части, масла и топлива, элементов конструкции двигателя.

Диапазон измеряемых температур очень широк: от 213...2320 К, различные требования к погрешности измерения (от 0,1 до 10 %). Измерения проводятся в различных средах при скоростях движения от $\lambda=0$ до $\lambda=2,3$ и более, температура измеряется как в стационарных, так и в быстропеременных процессах. Вследствие этого при испытании ГТД находят применение разнообразные методы измерения температур.

Термопары. Наибольшее распространение получили термопары. Принцип их действия основан на возникновении термо ЭДС E в цепи, состоящей из разнородных проводников (термоэлектродов). Спай термопары, помещаемый в измеряемую среду, называется рабочим, или горячим спаем. Спай, температуру которого поддерживают постоянной, называют свободным, или холодным спаем. Обычно свободный спай помещают в термостат.

Одна из возможных схем включения термопары в измерительную цепь представлена на рис.6.1.

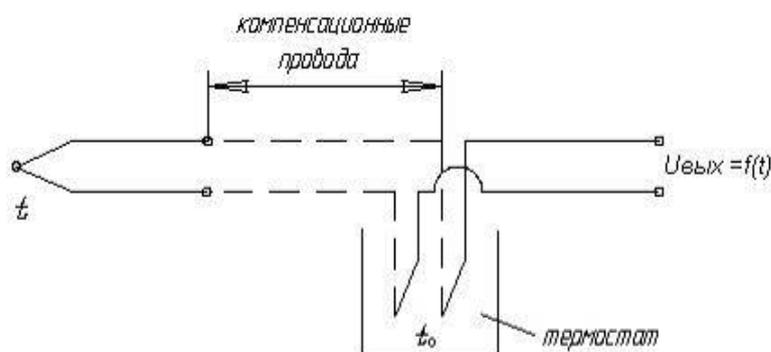


Рис.6.1. Схема включения термопары в измерительную цепь

Термопары стандартизованы. Они выпускаются промышленностью и имеют нормированные градуировочные характеристики. Обозначения,

материал и диапазоны применения промышленных термопар приведены в табл.6.1, а также в приложении 7.

Таблица 6.1. Некоторые характеристики промышленных термопар

Материал термоэлектродов	Обозначение	Пределы измерений		Типичная погрешность термопары, ±%
		нижний, °C	верхний, °C	
Платинародий-платина	ПП	0	1450	0,5
Хромель-алюмель	ХА	-50	1150	1,0
Хромель-копель	ХК	-50	600	0,6
Никелькобальт-специальюмель	НК-СА	500	900	1,0
Никельжелезо-спецкопель	НЖ-П-СК	-	900	1,0

Нормированная градуировочная характеристика хромель-копелевой термопары при условии, что ее свободный спай имеет температуру $t_0 = 0^\circ\text{C}$, приведена в табл.6.2.

Таблица 6.2. Градуировочная характеристика хромель-копелевой термопары ($t_0 = 0^\circ\text{C}$)

$t, ^\circ\text{C}$	0	20	40	60	80	100	120	140	160	600
$E, \text{ мВ}$	0	1,31	2,66	4,05	5,48	6,95	8,43	9,93	11,	49,0

Если температура свободного спая $t_0 \neq 0^\circ\text{C}$, но известна (определена, например, с помощью жидкостного термометра), то температуру рабочего спая с помощью известной нормированной градуировочной характеристики термопары определяют по следующему алгоритму.

По температуре свободного спая t_0 с помощью градуировочной характеристики определяют термоЭДС E_0 . Полученную величину E_0 складывают с измеренной термоЭДС $E_{\text{изм}}$:

$$E_0 + E_{\text{изм}} = E_{\Sigma}.$$

По вычисленной суммарной термоЭДС, с помощью нормированной градуировочной характеристики термопары определяют величину искомой температуры рабочего спая t .

Погрешность определения температуры с помощью термопар по нормированным градуировочным характеристикам составляет ~ 1 %.

Конструктивно термопары выполняются в виде так называемых термогребенок, геометрические и прочностные параметры которых определяются размерами проточной части ГТД.

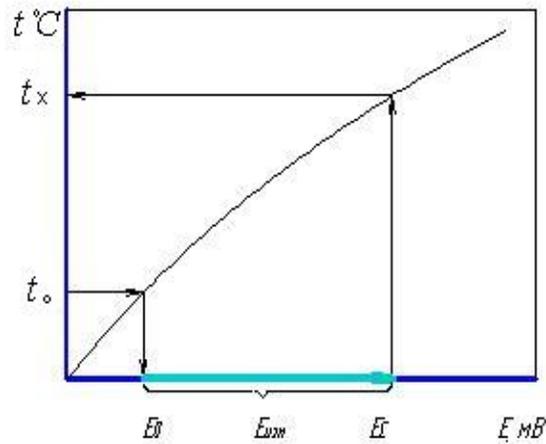


Рис.6.2. Схема определения температуры при $t_0 \neq 0^\circ\text{C}$

Термометры сопротивления. При испытаниях ГТД широко используются для измерения температур термометры сопротивления (ТС). Принцип их действия основан на свойстве проводников (полупроводников) изменять свое сопротивление при изменении температуры.

Диапазон работы ТС: платиновых – $17 \dots 1023 \text{ K}$, медных - $223 \dots +453^\circ\text{C}$.

Рабочим органом является чувствительный элемент, выполненный из платиновой или медной проволоки и помещенный в тонкостенный металлический чехол, в который насыпают керамический порошок и затем герметизируют.

Основным преимуществом ТС является их высокая точность. Применение ТС позволяет обеспечить измерения с погрешностью $0,1 \dots 0,5 \%$.

Недостатки: значительная инерционность, трудность измерения температуры в точке, трудность создания термогребенок из-за сравнительно больших габаритов.

6.2 Измерение давлений

В практике испытаний ГТД измерение давлений встречается наиболее часто. Различают измерения давления заторможенного (полного) и статического давления. Для того чтобы измерить давления, необходимо поместить в поток соответствующие приемники или производить измерение давления непосредственно на стенке, которую омывает поток.

Приемники давления заторможенного потока с протоком имеют погрешность порядка $0,3 \%$.

Применяемые для измерения статического давления специальные зонды имеют обычно погрешность порядка $1,5 \%$.

Среди датчиков давления наибольшее распространение при автоматизации испытаний ГТД получили электрические преобразователи индуктивного, потенциометрического, тензорезисторного и частотного типов.

Для создания стендовых автоматизированных измерительных систем в принципе пригодны любые датчики давлений, имеющие электрический выходной сигнал. Однако из достаточно широкого круга датчиков давления по

ряду причин применяются в основном потенциметрические, индуктивные и тензометрические.

Потенциметрические датчики давления. Схема потенциметрического датчика приведена на рис.6.3.

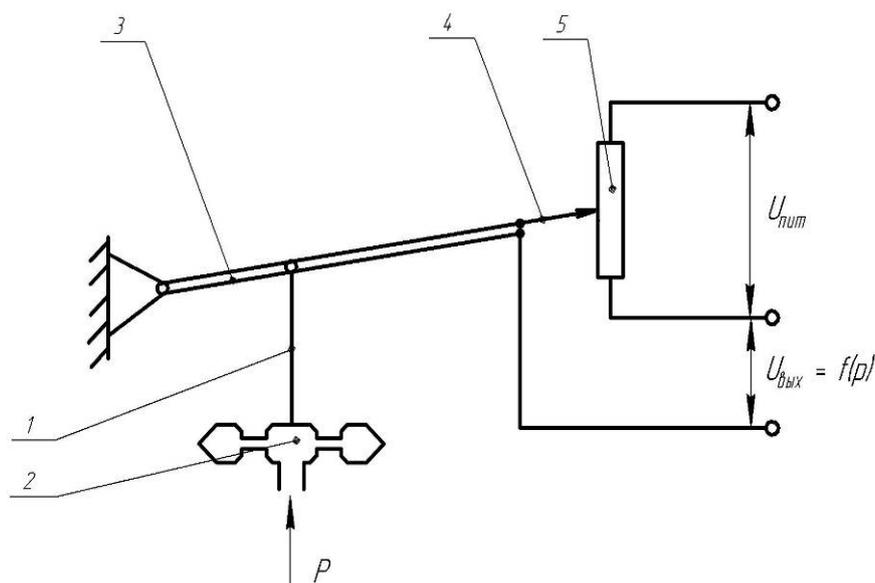


Рис. 6.3. Схема потенциметрического датчика давления

В потенциметрических датчиках в качестве чувствительного элемента чаще всего применяется гофрированная мембрана. Под действием измеряемого давления p мембрана 2 деформируется. При этом передвигается шток 1, который поворачивает рычаг 3 с закрепленным на нем подвижным контактом 4, перемещающимся по потенциометру 5.

Каждому значению давления соответствует определенное положение подвижного контакта относительно потенциометра 5 и одно значение выходного относительного напряжения $U_{\text{вых}}$.

Преимущество потенциметрических датчиков: простота согласования с автоматизированной системой измерения, дешевизна, малый вес.

Недостатки: малая виброустойчивость, наличие большого количества механических элементов, низкий частотный диапазон.

Погрешность измерения 0,8...3 %. Основные типы: МДД, ДДМ, ЭДД, ДТ.

Индуктивные датчики давления. Наиболее распространенный представитель датчиков этого типа ИКД (измерительный комплекс давления). Это достаточно сложный прибор, состоящий из ряда измерительных и преобразующих элементов.

Прибор ИКД-27 включает в себя следующие элементы: упругий чувствительный элемент (ЧЭ); индукционный преобразователь перемещения (ИП); стабилизатор (С); генератор (Г); выпрямитель (В).

Структурная схема прибора ИКД-27 представлена на рис.6.4.

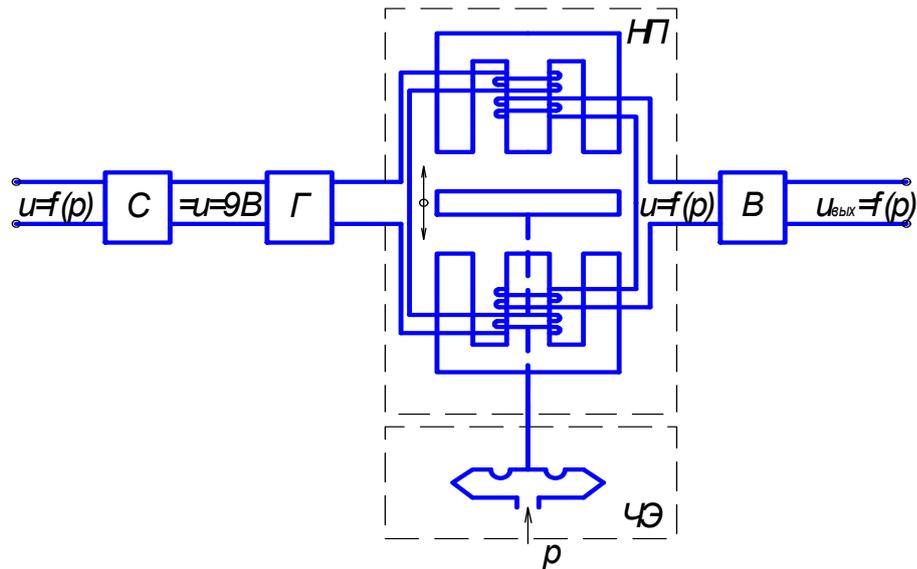


Рис. 6.4. Структурная схема ИКД-27

Питание ИП осуществляется от генератора, который преобразует постоянное стабилизированное напряжение $9 \pm 0,5$ В в переменное напряжение с амплитудой 12 В и частотой 28 кГц.

Выходное напряжение ИП после выпрямителя поступает на выходные клеммы прибора в виде напряжения постоянного тока, пропорционального измеряемому давлению.

Применяемый в приборе ИКД-27 индуктивный элемент является преобразователем дифференциально-трансформаторного типа.

Принцип действия его основан на изменении потокосцепления между секциями двух обмоток преобразователя при перемещении якоря, жестко связанного с упругим чувствительным элементом - манометрической коробкой, воспринимающей измеряемое давление.

Деформируясь при изменении давления, мембрана перемещает шток с якорем. Перемещение якоря вызывает изменение зазоров между якорем и магнитопроводами, вследствие чего изменяется потокосцепление между секциями первичной и вторичной обмоток, а следовательно, изменяется и напряжение на вторичной обмотке.

Каждому значению измеряемого давления соответствует одно определенное значение выходного напряжения преобразователя.

Промышленностью выпускаются приборы ИКД, рассчитанные на широкий диапазон номинальных давлений $p_{ном}$.

Они имеют единую градуировочную характеристику, которая приведена в табл.6.3.

Таблица 6.3. Единая градуировочная характеристика ИКД

p	0	$0,2 p_{ном}$	$0,4 p_{ном}$	$0,6 p_{ном}$	$0,8 p_{ном}$	$p_{ном}$
$U_{вых}, В$	0,8	2,24	3,8	5,12	6,56	8,0

Погрешность измерения давления с помощью датчиков ИКД в случае использования единой градуировочной характеристики составляет $\sim 3\%$.

Тензометрические датчики давления Способ измерения давлений с помощью тензорезисторов, расположенных на деформируемой измеряемым давлением мембране, позволяет создать довольно простые датчики.

Схема такого датчика приведена на рис.6.5.

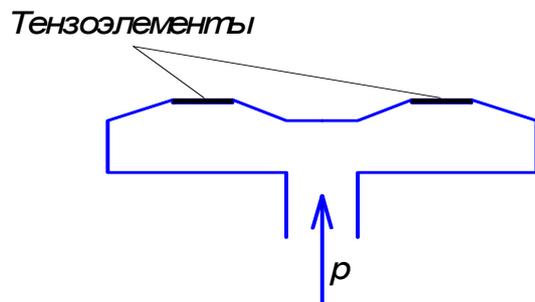


Рис. 6.5. Схема простейшего тензометрического датчика давления

Однако выполненные по такой схеме датчики из-за отсутствия термокомпенсации и низкого качества сцепления тензоэлементов с мембраной не позволяют получить высокие точностные характеристики. Погрешность измерения давления с помощью таких датчиков составляет $1...5\%$, что является их существенным недостатком. От этого недостатка свободны датчики типа Сапфир-22.

Схема датчика Сапфир-22 приведена на рис.6.6.

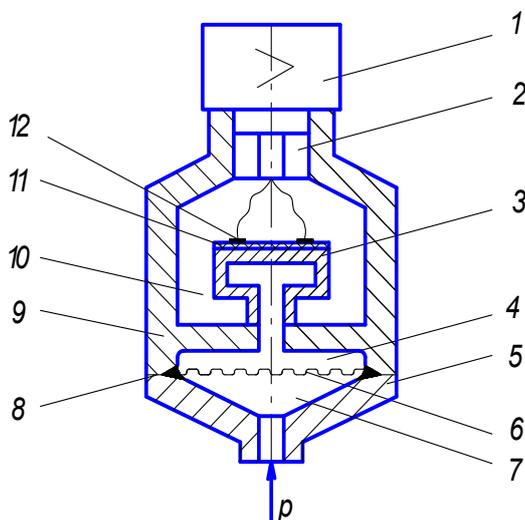


Рис. 6.6. Схема датчика давления Сапфир -22

Датчик устроен следующим образом. Мембранный тензопреобразователь 3 размещен внутри основания 9. Внутренняя полость 4 тензопреобразователя заполнена кремнийорганической жидкостью и отделена от измеряемой среды металлической гофрированной мембраной 6, приваренной по наружному контуру к основанию 9. Полость 10 сообщена с окружающей средой. Измеряемое давление подается в камеру 7 фланца 5, который уплотнен прокладкой 8.

Измеряемое давление воздействует на мембрану 6 и через жидкость на мембрану 3 тензопреобразователя, вызывая ее прогиб и изменение

сопротивления тензорезисторов. Электрический сигнал от тензопреобразователя передается в электронное устройство 1 по проводам через термовывод 2.

Датчики Сапфир-22, предназначенные для измерения абсолютного, избыточного давления и перепада давлений, имеют унифицированное электронное устройство 1 и отличаются конструкцией измерительного блока.

Чувствительным элементом тензопреобразователя является пластина 11, из монокристаллического сапфира с кремниевыми пленочными тензорезисторами 12, прочно соединенная с металлической мембраной тензопреобразователя. Датчики типа Сапфир обеспечивают измерения давления с погрешностью не более 0,2 %.

Примером серийно выпускаемых современных датчиков давления на тензорезисторах является продукция группы компаний «Метран». Датчик имеет резьбовую часть для присоединения к магистрали (трубопроводу), тензопреобразователь и электронный блок.

Измеряемые среды: жидкость, пар, газ, в том числе газообразный кислород и кислородосодержащие газовые смеси.

Диапазоны измерения давлений:

минимальный $0 \div 0,04$ кПа; максимальный $0 \div 100$ МПа.

Основная погрешность измерений – 0,1%.

Датчик давления серии «Метран-100» предназначен для измерения и непрерывного преобразования в унифицированный аналоговый токовый сигнал или цифровой сигнал.

6.3. Измерение сил

Измерение сил в процессе испытания ВРД необходимо для определения величины тяги, крутящего момента, расхода топлива массовым способом и т.п. Для этих целей находят широкое применение упругие силоизмерители с электрическими первичными преобразователями. Наибольшее распространение для измерения силы тяги в последние годы получили и тензорезисторные датчики типа ТВС.

Схема датчика типа ТВС приведена на рис.6.7. Работа этого датчика основана на преобразовании деформации упругого элемента в электрический сигнал, пропорциональный измеряемой нагрузке.

Тензорезисторы собираются по схеме электрического моста. Упругий элемент 1 силоизмерителя опирается на подставку 3, выполненную в виде цилиндрической призмы. Деформация изгиба при приложении нагрузки передается тензорезисторам 5, вызывая растяжение нижних и сжатие верхних тензорезисторов, что изменяет их электрическое сопротивление.

Тензорезисторы включены в мостовую схему. Все четыре плеча моста активны.

Это увеличивает чувствительность датчика и позволяет получить линейное уравнение связи усилия с выходным электрическим сигналом в виде напряжения постоянного тока.

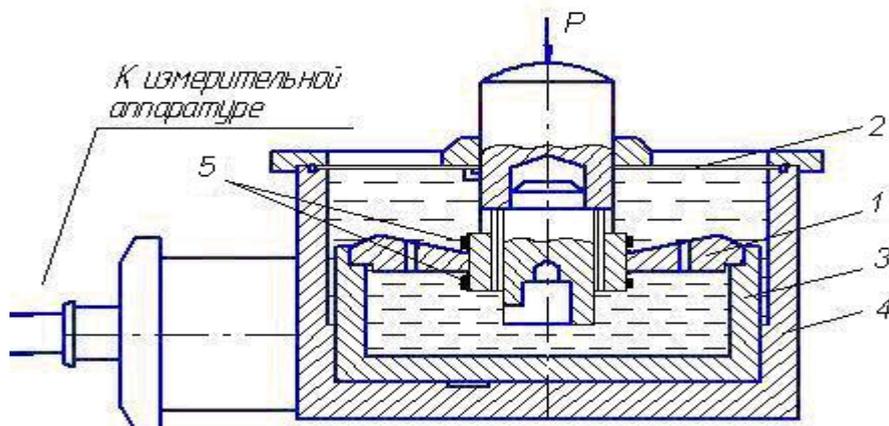


Рис. 6.7. Схема датчика тяги ТВС

С целью защиты тензорезисторов от влаги и газов чувствительный элемент силоизмерителя заключен в герметичный корпус 4, который заполняется кремнийорганической жидкостью для защиты тензорезисторов от влаги и для смазки опорных поверхностей. Герметизация полости осуществляется посредством мембраны 2.

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

В электрической схеме датчика ТВС предусмотрена термокомпенсация изменения электрического сопротивления тензорезисторов под действием температуры окружающего воздуха.

Датчик типа ТВС позволяют измерять тягу двигателя с погрешностью не более 0,3 %.

6.4. Измерение частоты вращения

Наибольшее распространение имеют два типа датчиков частот вращения роторов ГТД. Это датчики типа ДТЭ и типа ДЧВ.

Датчики типа ДТЭ представляют собой обычный низкочастотный (максимальная выходная частота 100 Гц) тахогенератор трехфазного тока, вал которого через редуктор связан с ротором двигателя.

Частота тока и выходное напряжение тахогенератора пропорциональны измеряемой частоте вращения.

Схема датчика ДЧВ представлена на рис.6.8. Это датчик индукционного типа, представляющий собой магнит с обмоткой, импульсы в которой возникают при вращении специального возбуждителя, установленного на роторе двигателя.

Выходная частота датчика ДЧВ (2000...3000 Гц) значительно выше, чем у ДТЭ, но амплитуда выходного сигнала меньше.

Частота электрического тока f на выходе из датчика пропорциональна измеряемой частоте вращения ротора n . Датчик ДЧВ позволяет измерять частоту вращения с погрешностью 0,2 %.

6.5. Измерение расхода жидкости и газа

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

Схема датчика расхода жидкости типа ТДР представлена на рис.6.9. Принцип работы датчика ТДР сходен с работой датчика ДЧВ.

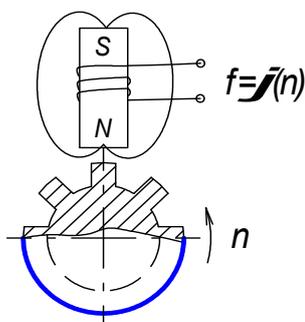


Рис. 6.8. Схема датчика частоты вращения ДЧВ

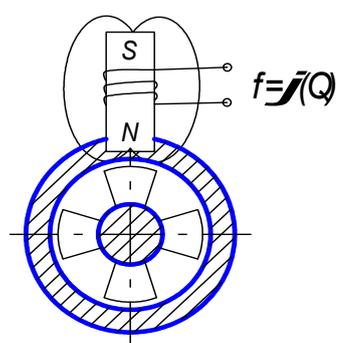


Рис.6.9. Схема датчика расхода жидкости ТДР

Только в ТДР генерация частотных импульсов электрического тока происходит при пересечении магнитных силовых линий лопостями турбины, установленной в потоке жидкости. Частота вращения турбины и, следовательно, частота электрических импульсов f пропорциональна объемному расходу Q жидкости, проходящей через датчик.

Градуировочная характеристика датчика имеет вид

$$Q = a + v f.$$

Величины коэффициентов a и v указываются в паспорте датчика.

При правильной организации измерительных участков (постановка струевыпрямителей, выполнение на входе в датчики прямых участков) и индивидуальной градуировке на рабочей жидкости ТДР уверенно обеспечивает измерения с погрешностью не более 0,5 %. Массовый расход жидкости определяют по формуле

$$G = Q \rho,$$

где ρ - плотность жидкости.

Величина плотности керосина определяется по формуле

$$\rho = \rho_0 [1 - 0.0078 (t_m - 20)],$$

где ρ_0 - плотность керосина при $t_m = 20^\circ\text{C}$;

t_m - температура керосина,

или с помощью прибора, называемого денсиметром.

В автоматизированных системах для измерения расхода топлива используют также объемные расходомеры - штихпроберы с автоматической регистрацией времени опорожнения контрольного объема с помощью фотоэлектрических регистраторов. Схема штихпробера приведена на рис.6.10.

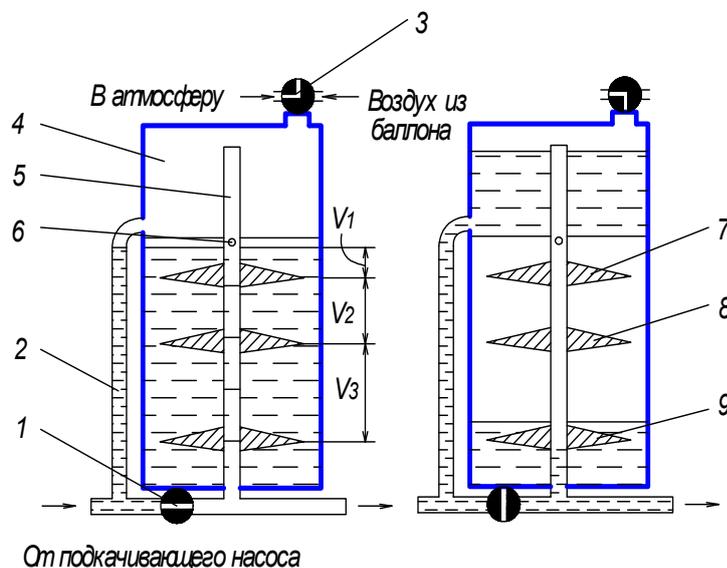


Рис. 6.10. Схема штихпробера

До начала измерения топливо под давлением подкачивающего насоса проходит через открытый кран 1 в двигатель. Одновременно оно заполняет трубопровод 2 и мерные объемы V_2 и V_3 до уровня, который может регулироваться давлением сжатого воздуха при помощи крана 3.

Включение штихпробера в измерительный цикл происходит поворотом крана 1. При этом топливо от насоса через трубопровод 2 начинает заполнять компенсационный объем 4. Воздух из этого объема через трубку 5 и отверстие 6 переходит в резервный объем и начинает вытеснять топливо в трубопровод, подводящий топливо к двигателю.

Мерные диски 7,8,9 образуют местные сужения проходного сечения и снижающийся уровень топлива опускается в этих местах значительно быстрее, что повышает точность фиксирования момента времени.

Автоматизированное фиксирование моментов прохождения уровня топлива мимо мерных дисков осуществляется с помощью разнообразных датчиков уровня. В качестве примера на рис. 6.11 показана оптическая система с фотодиодом.

Пока топливо омывает оптические призмы, свет от лампочки проходит через призмы, используя соответствующие углы преломления сред (стекло-керосин-стекло), до фотодиода, когда уровень топлива опускается ниже среды (стекло-воздух-стекло), меняет углы преломления и свет перестает поступать на фотодиод.

Открытие или закрытие фотодиода используется для включения таймера. Таким образом, принцип действия штихпробера основан на измерении времени расходования двигателем заранее известного объема топлива.

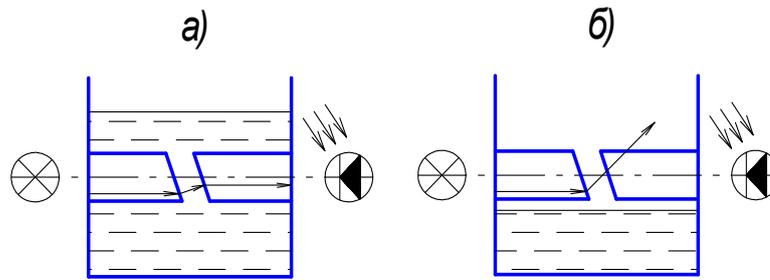


Рис.6.11. Оптическая система на основе фотодиода для фиксирования момента прохождения уровня топлива: а) топливо омывает призмы; б) топливо ниже оптических призм

Расход определяется по формуле

$$G_m = \frac{V_{шт} \rho}{\tau},$$

где $V_{шт}$ - мерный объем штихпробера (на рис.6.10 это объемы V_1, V_2);
 τ - время расходования мерного объема.

Мерный объем должен быть достаточно большим, так чтобы время измерения было не меньше 30 с.

Недостаток: невозможность измерения мгновенных расходов. Погрешность измерения расхода топлива штихпробером составляет 0,35-0,75%.

Измерение расхода воздуха. Для измерения расхода воздуха через двигатель на входе в него устанавливается насадок, имеющий лемнискатный профиль. Схема такого насадка, называемого лемнискатным, приведена на рис.6.12.

Лемнискатный профиль (его уравнение в полярных координатах имеет вид $r^2 = a^2 \cdot \cos 2\alpha$) обеспечивает безотрывное втекание воздуха, чем достигается равномерное поле скоростей потока на входе в двигатель с незначительными потерями давления:

$$\Delta p_B = p_H - p_B^* .$$

Расход воздуха определяют по уравнению

$$G_B = mq(\lambda_B) p_B^* F_{BX} / \sqrt{T_B^*} ,$$

где m - постоянная величина;

$p_B^* = p_H^*$ - полное давление;

F_B - площадь сечения;

T_B^* - полная температура;

$q(\lambda_B)$ - газодинамическая функция приведенного расхода воздуха.

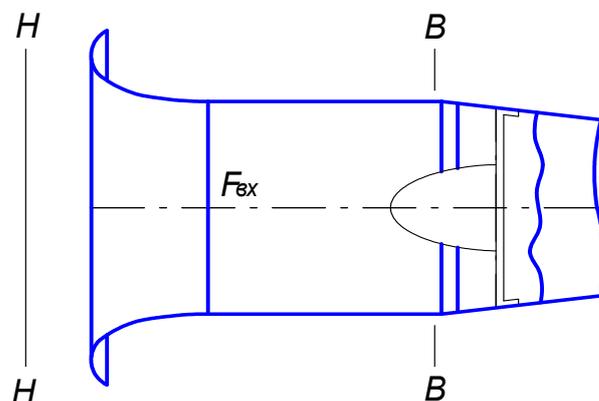


Рис. 6.12. Схема лемнискатного насадка, установленного на входе в двигатель

Эта функция определяется исходя из измеряемой косвенным путем величины

$$\pi(\lambda_B) = p_B/p_B^* = 1 - \Delta p_B / p_H \quad (\text{здесь } \Delta p_B = p_H - p_B^*)$$

по таблицам газодинамических функций.

Погрешность измерения расхода составляет около 1%.

6.6. Основные методы измерения крутящего момента

Измерение крутящего момента в эксплуатации и при испытаниях требуется для турбовинтовых (ТВД) и турбовальных (ТВаД) двигателей, а также при доводке таких узлов, как компрессор и турбина. Турбовинтовые двигатели интенсивно развивались в 50-е годы. В этот период были созданы и находятся до настоящего момента в эксплуатации такие отечественные ТВД, как АИ-24, АИ-20 и НК-12. Развивались в это время и турбовальные двигатели для вертолетов: ГТД-350, ТВ2-117, ГТД-3Ф и др. Одновременно с развитием двигателей развивались методы и устройства для измерения мощности. Дальнейшее развитие газотурбинные двигатели этого типа получили в конце 70-х годов. Особую актуальность совершенствование ТВД приобрело в последние годы, когда под влиянием энергетических проблем ведутся интенсивные исследования летательных аппаратов и силовых установок с улучшенной топливной экономичностью. Такие исследования проводятся как за рубежом, так и у нас в стране. Создание высокоэкономичных ТВД и ТВаД рассматриваются как одно из наиболее перспективных направлений развития ГТД.

Тормозные динамометры [1] служат для поглощения и измерения мощности, развиваемой ГТД. Силы взаимодействия (гидравлические, электрические и др.) между ротором тормоза и статором стремятся повернуть последний в направлении вращения вала.

Эффективная мощность двигателя (кВт), затрачиваемая на вращение винта, выражается через крутящий момент $M_{кр}$ и частоту вращения известной формулой

$$N_{в} = M_{кр} \omega_{в} = M_{кр} 2 \pi n / i ,$$

где $M_{кр}$ - крутящий момент на валу вала винта, кН м;

n - частота вращения ротора двигателя, с⁻¹;

i - передаточное число редуктора воздушного винта.

При испытаниях ГТД величины $M_{кр}$ и n измеряются непосредственно.

Измерительные устройства, предназначенные для измерения крутящего момента на валу испытываемых газотурбинных двигателей, включают три основных типа динамометров: редукторные, тормозные и крутильные [1].

Работа гидравлического тормоза основана на сопротивлении жидкости разрыву и на возникновении сил трения между жидкостью и телом, движущимся в ней. Конструктивно гидравлический тормоз (рис.6.13.а) представляет собой заполненный водой кожух 1, в котором вращается ротор 2, выполненный в виде одного или нескольких гладких дисков^{*)}, закрепленных на валу 4. Вал 4 соединяется с выходным валом двигателя фланцем 5. Через гидравлическую систему станда жидкость подается в воронки гидротормоза 3.

При вращении ротора вода, заполняющая рабочую полость тормоза, вращается вместе с дисками и стремится увлечь за собой установленный на подшипниковых опорах статор 6. Соединенное со статором измерительное устройство удерживает его от вращения и одновременно обеспечивает возможность измерения величины тормозного момента.

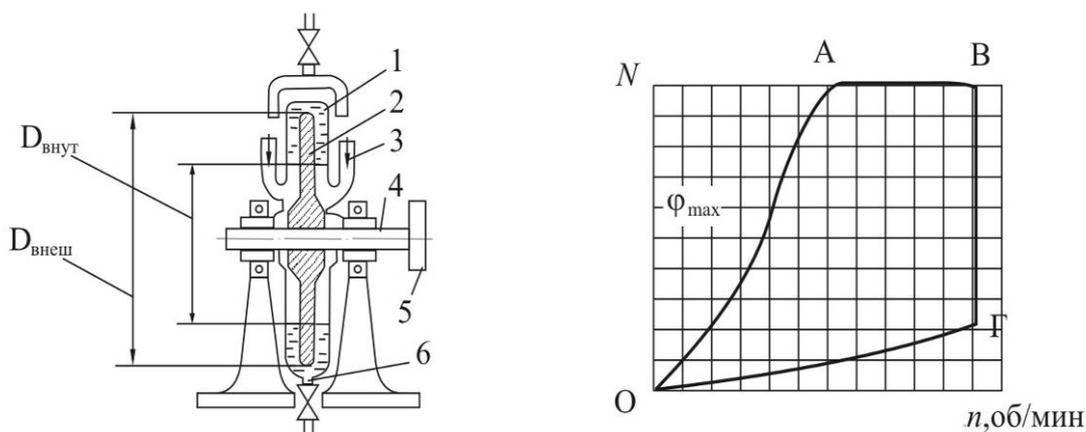


Рис.6.13. Схема гидротормоза

^{*)} - Отдельные конструкции гидротормозов снабжены дисками, в которых имеются карманы (камеры) в виде ложек или штифты; диски могут быть и перфорированными.

Поглощаемая тормозом мощность при различной частоте вращения и различной регулировке ограничивается внешней характеристикой гидротормоза.

Типичный вид подобной характеристики приведен на рис.6.13,б. Линия ОА соответствует работе с максимальным заполнением или с максимальной активной поверхностью тормозов с постоянным наполнением. Линия АБ ограничивает предельно допустимый крутящий момент тормоза. Линия БВ соответствует максимальной мощности, допустимой для тормоза из условия возможности отвода тепла без превышения температуры воды. Линия ВГ соответствует максимальной допустимой частоте вращения, а линия ГО характеризует вентиляционные потери и потери на трение и ограничивает нижележащую область режимов работы тормоза, не поддающихся регулированию.

Характеристика гидравлического тормоза более крутая, чем у какого-либо другого тормоза, т.е. устойчивость характеристики поглощения мощности тормоза самая высокая. Величина тормозного момента регулируется площадью диска, омываемого водой, что достигается как изменением величины подачи воды, так и изменением величины отвода воды. Для обеспечения стабильной работы тормоза рекомендуется располагать напорный бак с водой на высоте 3...5 м от оси вала [2]. Температура воды на выходе из тормоза не должна превышать 50°C .

Гидравлические тормоза используются в достаточно широком диапазоне мощностей и частот вращения ($n=5000...70000$ 1/мин, $N_e=100...20000$ кВт).

Электрические тормозные стенды, как правило, предназначены для измерения мощности двигателя внутреннего сгорания, электродвигателей, пневматических и гидравлических приводов, турбин и других приводов. Однако в последнее время они стали применяться и для измерения крутящего момента при испытаниях газотурбинных двигателей.

Электрический тормоз представляет собой генератор (рис.6.14.), который приводится испытуемым двигателем и превращает механическую энергию в электрическую, отдавая ее в нагрузку. Принцип действия основан на взаимодействии электромагнитных сил между якорем и статором.

Нагрузка может быть создана реостатом с металлическими сопротивлениями или путем включения генератора во внешнюю сеть. В первом случае энергия, вырабатываемая тормозным генератором, превращается в тепловую, во втором – при отдаче в сеть - эту энергию поглощает потребитель. В отличие от обычных генераторов статор электротормоза установлен на подшипниках, дающих ему возможность

поворачиваться. Для ограничения угла поворота статора у электротормоза имеются упоры, в которых размещаются устройства для измерения силы. С помощью электрического тормоза можно также измерить мощность и по электрическим параметрам: напряжению, току и электрической мощности.

Редукторные динамометры не поглощают мощность. Обычно они представляют собой шестеренчатый редуктор с балансирным корпусом, на который действует момент, равный разнице между моментами на входном и выходном валах [1, 3].

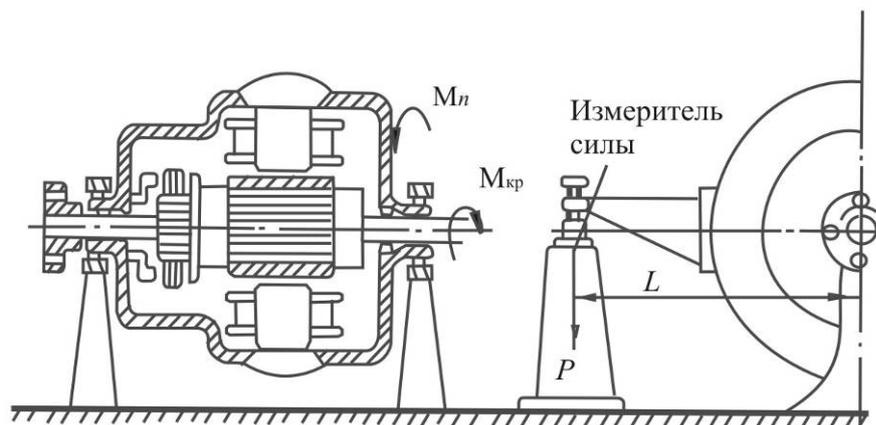


Рис. 6.14. Схема электротормоза

На рис.6.15 зубчатое колесо 1 под действием окружных усилий стремится повернуться и своими выступами упирается в штоки 2 гидроцилиндров 5. В полости под поршнями 3 от насоса 6 подводится масло, слив которого осуществляется через отверстия 4. На установившемся режиме работы двигателя ($M_{кр} = const$) усилия на поршни со стороны зубчатого колеса 1 уравниваются давлением масла под поршнями. Это давление можно измерить манометром 7.

При увеличении $M_{кр}$ усилием зубчатого колеса 1 поршни 3 переместятся и перекроют отверстия 4. Давление масла под поршнями будет возрастать до тех пор, пока не уравнивается давление от масла на поршни и усилия со стороны зубчатого колеса. Измеряемое давление пропорционально крутящему моменту.

Редуктор характеризуется своим КПД ($\eta_{ред} = 0,98...0,985$), который в определенной степени определяет точность измерения крутящего момента. С целью хотя бы частичного исключения влияния КПД редуктора на результаты измерения проводят динамическое градуирование [1].

Крутильные динамометры также, как и редукторные, устанавливаются между испытуемым двигателем и потребителем мощности,

но, в отличие от редукторных, измеряют передаваемый крутящий момент без энергетических потерь. Крутильный динамометр можно представить себе в виде муфты, соединяющей два изделия так, что усилия в муфте могут быть измерены. В настоящее время крутильные динамометры в основном оснащены электрическими датчиками для измерения возникающих усилий.

Поэтому эти динамометры разделяют на следующие подгруппы: приборы с датчиками на вращающемся валу, приборы с датчиками вне вращающегося вала, тензометрические преобразователи крутящего момента, телеметрические системы для измерения крутящего момента, магнитоупругие преобразователи крутящего момента [2,4].

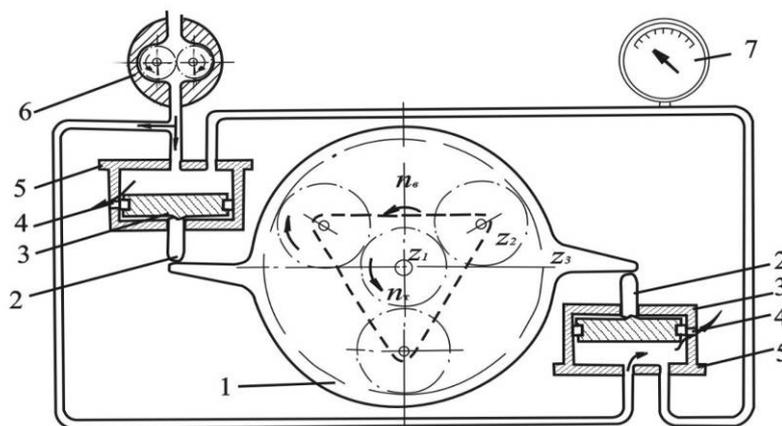


Рис. 6.15. Схема гидравлического измерителя крутящего момента

Рассмотрим некоторые из таких приборов, получивших название торсиометров. На рис.6.16 показан торсиометр с проволочными преобразователями.

Устройство состоит из упругого вращающегося вала 1, на котором установлен измерительный мост из тензодатчиков; токосъемника (или устройства для бесконтактной передачи информации) 3, усилительной аппаратуры 4.

При передаче крутящего момента через усилительный вал 1 в последнем возникают деформации кручения, которые приводят к образованию тока разбаланса в диагоналях измерительного моста 2. Полученный электрический сигнал поступает в усилительно-измерительную аппаратуру.

На рис.6.17 показан измеритель крутящего момента, снабженный магнитоупругими элементами [2]. При приложении к валу 8 крутящего момента вследствие упругих деформаций вала деформируются закрепленные на нем магнитоанизотропные слои 7 и 9. При этом изменяется их магнитная проницаемость: на растягиваемых участках увеличивается, а на сжимаемых уменьшается.

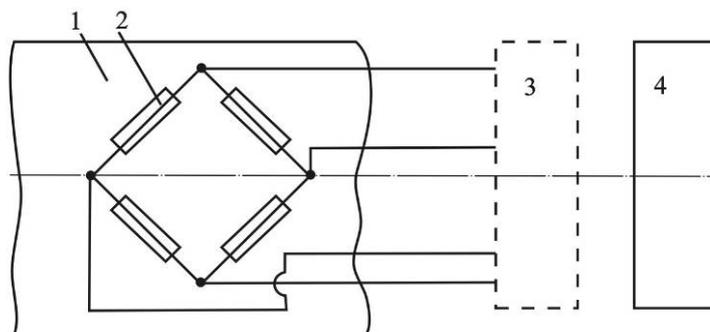


Рис. 6.16. Торсиометр с тензометрическими преобразователями

Изменение магнитного поля на поверхности магнитоанизотропных слоев вызывает изменение электродвижущих сил в измерительных обмотках 3 и 6, которые совместно с намагничивающими обмотками 1 и 4 размещены на магнитопроводах датчиков 2 и 5.

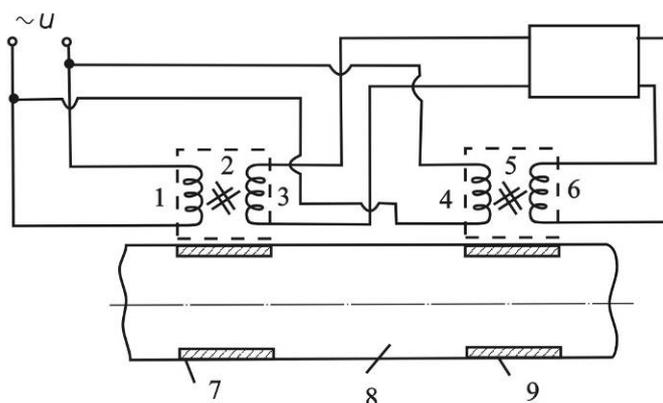


Рис.6.17. Торсиометр с магнитоанизотропными датчиками

Недостатком электрических измерителей крутящего момента является то, что их точность, как правило, ниже точности гидротормозов.

6.7 Метрологические характеристики систем измерения АСИ ГТД

Градуировка и аттестация измерительных каналов. Измерительные каналы (ИК) АСИ ГТД включают датчик и элементы передачи и преобразования электрических сигналов (УСО) и ЭВМ (рис.6.18).

Градуировка ИК заключается в том, что на вход в ИК подают строго фиксированные значения измеряемого параметра $P_{эт}$, эти значения контролируются по прибору, имеющему погрешность в 3...5 раз меньше, чем ожидаемая погрешность ИК.

В измерительном канале физическая величина параметра с помощью датчика, промежуточных преобразователей и аналого-цифрового преобразователя (АЦП) преобразуется в цифровой код X .



Рис. 6.18. Структурная схема канала измерения давления в АСИ ТРДД АИ-25 с устройством для его метрологической аттестации

Преобразование физической величины параметра P в цифровой код X описывается цифровой функцией преобразования $X=f(P)$, которая определяется свойствами используемой аппаратуры. В ЭВМ цифровой код X с помощью обратной функции

$$\hat{P} = f^{-1}(X) \quad (6.1)$$

преобразуется в значение измеряемого параметра.

Функция (6.1) называется градуировочной характеристикой. Для определения функции (6.1) проводят так называемую градуировку измерительных каналов.

Градуировка заключается в подаче на вход измерительного канала нескольких значений физической величины P , контролируемой с помощью образцового прибора, с фиксацией получаемых значений цифрового кода X .

При проведении градуировки величина параметра P вначале увеличивается (прямой ход), а затем уменьшается (обратный ход). Для определения градуировочной характеристики полученные экспериментальные данные аппроксимируются какой-либо функцией. Как правило, в качестве аппроксимирующей функции используются полиномы.

В связи с погрешностями, возникающими при преобразовании и передаче электрических сигналов в элементах измерительного канала, неточностью аппроксимации градуировочной характеристики, восстановленная на ЭВМ величина измеряемого параметра может несколько отличаться от его истинного значения P . Величина параметра P определяется с некоторой погрешностью.

Для экспериментального определения погрешности измерения параметров с помощью применяемой измерительной системы проводят ее метрологическую аттестацию. Методики метрологической аттестации средств измерений стандартизованы. В соответствии с ГОСТ 8.508-84 «Метрологические характеристики измерений и точностные характеристики средств автоматизации ГСП» выделяются три составляющие погрешности:

случайная δ случ;

систематическая δ сист;

вариация δ вар.

Погрешность вариации δ вар представляет собой разность между показаниями измерительной системы в случае приближения к измеряемой

величине “снизу” и “сверху”. Погрешность вариации вызывается трением, наличием люфтов, гистерезисом и т.п.

При проведении метрологической аттестации средств измерения контроль величины физического параметра, подаваемого на вход измерительной системы, должен осуществляться образцовыми приборами, имеющими погрешность в 3..5 раз меньшую, чем ожидаемая основная погрешность аттестуемого средства измерения.

Основной погрешностью называется погрешность, проявляемая при нормальных условиях применения измерительной системы (допускаемые внешние условия, напряжения источника питания и т.п.). Метрологическая аттестация средств измерения должна проводиться в условиях, максимально приближенных к реальным условиям эксплуатации, для учета действия всех дестабилизирующих факторов (колебаний напряжения питания, вибраций, электрических помех и т.п.).

При метрологической аттестации проводится не менее 10 градуировочных характеристик. На каждой ветви градуировочной характеристики (прямой и обратный ход) задаются не менее 10 контрольных значений физического параметра.

Величины контрольных параметров при прямом и обратном ходе на каждой ступени нагружения должны быть строго одинаковы.

Порядок обработки полученных данных, предусмотренный указанными стандартами, достаточно сложен и зависит от ставящихся перед метрологической аттестацией задач и соотношения между величинами приведенных выше составляющих погрешности.

Возможно использование упрощенного варианта метрологической аттестации, который в значительной степени соответствует методике предварительной аттестации средств измерения согласно ГОСТ 8. 508-84.

Рассмотрим этот упрощенный вариант методики метрологической аттестации канала измерения давления в учебной автоматизированной системе испытаний ТРДД АИ-25.

Канал измерения давления включает в себя датчик ИКД-27, делитель напряжения и специализированный модуль АЦП, входящее в состав специального контроллера типа Simatic S7-300.

Устройство для метрологической аттестации канала измерения давления включает в себя воздушный редуктор и образцовый манометр. Изменяя вентилем настройку редуктора, можно подавать в датчик ИКД-27 различное давление, фиксируя его значения с помощью образцового манометра.

Метрологическая аттестация канала измерения проводится в два этапа.

На первом этапе определяется градуировочная характеристика измерительного канала. Для этого с помощью редуктора на вход в датчик ИКД-27 подается по циклограмме, приведенной на рис.6.19, несколько значений давления сначала в сторону увеличения (прямой ход), затем в сторону уменьшения (обратный ход).

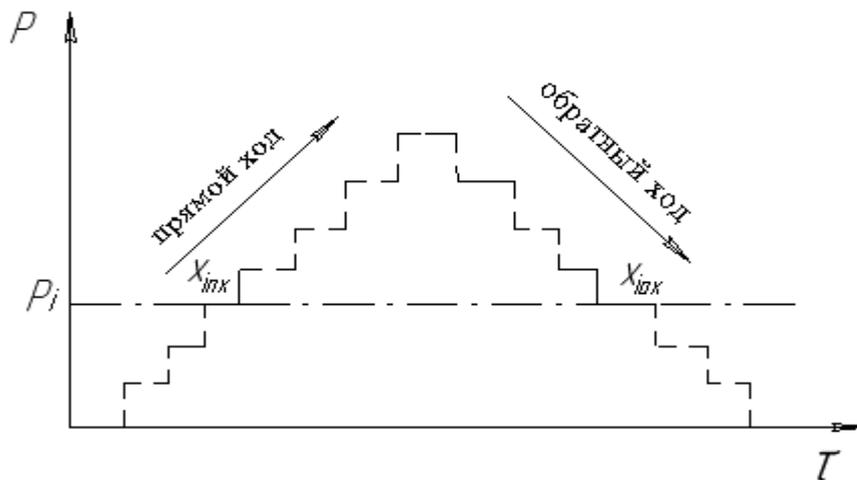


Рис.6.19. Циклограмма нагружения измерительного канала при его градуировке

При каждом значении давления P_i ЭВМ фиксирует величину цифрового кода X_i , поступающего из АЦП. Полученные таким образом данные обрабатываются ЭВМ по следующей методике.

Для каждой ступени нагружения измерительного канала вычисляются средние значения цифрового кода:

$$X_i = \frac{X_{inx} + X_{iox}}{2}, \quad (6.2)$$

где X_{inx} и X_{iox} — значения цифрового кода, полученные на i -й ступени нагружения соответственно при прямом и обратном ходе градуировки. При выбранной степени полинома ($m=2$), аппроксимирующего градуировочную характеристику

$$\hat{p} = a_0 + a_1x + a_2x^2$$

методом наименьших квадратов, т.е. при условии

$$\sum_{i=1}^n [p_i - (a_0 + a_1x_i + a_2x_i^2)]^2 \rightarrow \min,$$

где n — число ступеней нагружения измерительного канала, определяются коэффициенты полинома a_0 , a_1 , и a_2 .

Качество полученной градуировочной характеристики оценивается погрешностью аппроксимации:

$$\delta_{\text{аппр}} = \frac{|\hat{p}_i - p_i|_{\max}}{P_{\text{ном}}} 100\%, \quad (6.3)$$

где \hat{p}_i — оценка измеряемого деления по градуировочной характеристике;

$P_{\text{ном}}$ — наибольшее значение давления при нагружении датчика измерительного канала, и погрешностью вариации

$$\delta_{\text{вар}} = \frac{|\hat{p}_i - p_i|_{\text{max}}}{p_{\text{ном}}} 100 \%, \quad (6.4)$$

где \hat{p}_{inx} и \hat{p}_{iox} - оценки давления, полученные с помощью градуировочной характеристики соответственно при X_{inx} и X_{iox} .

Графическая интерпретация погрешности аппроксимации и погрешности вариации приведена на рис. 6.20.

На втором этапе определяется погрешность измерения давления с помощью рассматриваемого измерительного канала. Для этого в датчик ИКД-27 многократно подается одно и то же давление p . При этом всякий раз ЭВМ по полученной ранее градуировочной характеристике определяет величины оценок этого давления \hat{p}_j . Полученные данные обрабатываются следующим образом. Вычисляется среднее значение оценок давления:

$$\hat{p}_{\text{ср}} = \frac{\sum_{j=1}^n \hat{p}_j}{n}, \quad (6.5)$$

где n - число нагружений датчика ИКД-27 давлением p .

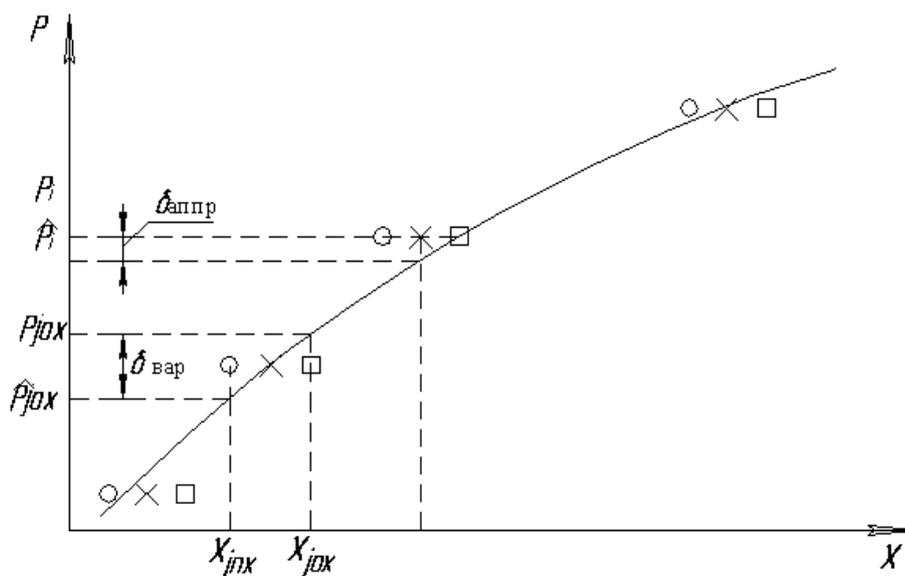


Рис. 6.20. Градуировочная характеристика измерительного канала: график аппроксимирующего полинома (3); экспериментальные точки:

□ - прямой ход, ○ - обратный ход, × - среднее значение x_i

Определяется относительная систематическая погрешность

$$\delta_{\text{сист}} = \frac{|\hat{p}_{\text{ср}} - p|}{2p_{\text{ном}}} 100\%. \quad (6.6)$$

Рассчитывается среднее квадратическое отклонение

$$S = \sqrt{\frac{\sum_{j=1}^n (\hat{p}_j - \hat{p}_{\text{ср}})^2}{n-1}} \quad (6.7)$$

и относительная случайная погрешность

$$\delta_{\text{случ}} = \pm t \frac{S}{\rho_{\text{ном}}} 100\%, \quad (6.8)$$

где t -квантиль распределения Стьюдента, зависящая от выбранной доверительной вероятности P и числа опытов n (при $p=0.95$ и $n=6$, $t=2.8$).

Определяется относительная суммарная погрешность

$$\delta = |\delta_{\text{сист}}| + |\delta_{\text{случ}}|. \quad (6.9)$$

Указанные операции выполняются при нескольких значениях давления p соответствующих, как правило, ступеням нагружения измерительного канала, выбранным для его градуировки. Многократная подача одного и того же давления на каждой ступени нагружения осуществляется путем нескольких нагружений измерительного канала в порядке, принятом при его градуировке. В качестве значения погрешности измерительного канала устанавливается максимальная из погрешностей, полученных для каждой ступени нагружения.

Графическая интерпретация погрешности измерительного канала, определяемой при его метрологической аттестации, приведена на рис.6.21.

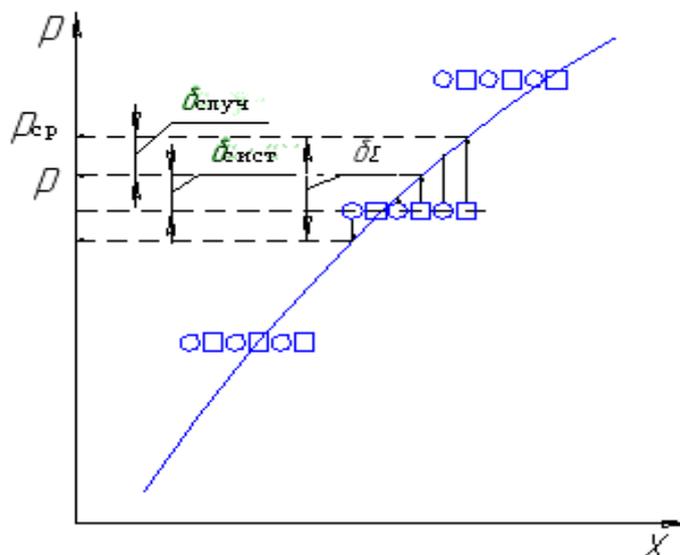


Рис. 6.21. Погрешности измерительного канала,
экспериментальные точки: \circ прямой ход, \square обратный ход

Для проведения автоматизированной градуировки и аттестации силоизмерительного устройства стенда используется электропривод

нагрузочной системы, работой которого управляет ПЭВМ по заданной программе.

ПЭВМ задает поочередно нагрузки: 0-250-500-750-1000-1250- 1500 кгс с последующим обратным ходом, фиксируя при этом выходные значения двоичного хода АЦП и обрабатывая полученные результаты в темпе ведения градуировки и метрологической аттестации измерительных каналов.

Для автоматизированной градуировки и метрологической аттестации каналов измерения давления используется гидравлический датчик давления, управляемый по заданной программе ПЭВМ.

Выходные сигналы с измерительных каналов на заданных величинах давлений записываются на специальные файлы П ЭВМ.

Программа проведения автоматизированных градуировок и аттестации должна иметь возможность устанавливать и изменять необходимый диапазон нагружения, количество циклов нагружения, степень полинома при обработке градуировочной кривой.

Список литературы к гл.6

1. Кац, С.М. Балансирные динамометры для измерения вращающегося момента/ С. М. Кац. - М.-Л.: Госиздат, 1962. - 144 с.

2. Одинец, С.С. Средства измерения крутящего момента / С.С. Одинец, Г.Е. Топлин. - М.: Машиностроение, 1977. - 160 с.

3. Скубачевский, Г.С. Авиационные газотурбинные двигатели/ Г.С. Скубачевский. - М.: Машиностроение, 1981. - 550 с.

4. Солохин, Э.Л. Испытания воздушно реактивных двигателей/ Э.Л. Солохин. - М.: Машиностроение, 1975. - 356 с.

5. Старинская, С.Б. Элементы теории погрешностей/ С. Б. Старинская. - М.: МАИ, 1975.- 64 с.

6. Преображенский, В.П. Теплотехнические измерения и приборы: / В.П. Преображенский. - М.: Энергия, 1978. - 704 с.

7. Аметистов, Е.Ц. Тепло- и массообмен. Теплотехнический эксперимент: справочник / Е.Ц Аметистов, В. А. Григорьев, Б.Т. Емцов. - М.: Энергоиздат, 1982. - 512 с.

8. Метрологическое обеспечение испытаний газотурбинных двигателей: метод. указания Минавиапрома 449-79- М.: МАП, 1979. - 16 с.

ГЛАВА 7. СИСТЕМЫ АВТОМАТИЗАЦИИ ИСПЫТАНИЙ И НАУЧНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ГТД

Развитие систем автоматизации на учебном стенде АИ-25

В связи с внедрением в учебный процесс курса «Автоматизация научных исследований» на кафедре ТДЛА в 1987г. был запущен в эксплуатацию учебный стенд для автоматизированных испытаний ТРДД АИ-25 с использованием системы КАМАК.

Данная система позволяла проводить экспресс-анализ результатов испытаний и получать значения измеряемых и расчетных параметров в темпе испытаний.

Опыт эксплуатации системы КАМАК выявил существенные недостатки данной системы.

1. Трудность организации работы модулей с быстродействием меньшим, чем цикл КАМАК.

2. Нет возможности прямой адресации к большим массивам памяти внутри модулей.

3. Элементы КАМАК (размеры плат, типы и число контактных разъемов, конструкция крейта и стоек) ориентированы на технологию монтажа дискретных элементов электронных схем и интегральных схем (ИС) низкой интеграции.

4. «Рыхлый» монтаж соединений проводников входных сигналов на лицевых панелях модулей.

5. Большое количество контактов разъемов на заданных панелях модулей (снижается надежность работы).

6. Сложность программирования системы.

Дальнейшая модернизация системы автоматизации стенда проводилась с применением ПЭВМ и специальных модулей (плат ввода-вывода), имеющих существенно больший объем памяти, быстродействие и малые габариты. Если основой автоматизированной системы экспресс-анализа результатов испытаний ГТД на базе КАМАК является ИВК 1-го поколения, то АСИ с использованием ПЭВМ и плат ввода-вывода можно отнести к системам 2-го поколения.

Именно такая АСИ обеспечивала частичную автоматизацию испытаний на учебном стенде АИ-25 в период с 1990 до 2006 гг. Рассмотрим ее особенности и основные технические данные.

7.1. Назначение и устройство автоматизированной системы экспресс-анализа для испытаний ТРДД АИ-25

Автоматизированная система для обработки результатов испытаний ТРДД АИ-25 предназначена для сбора, преобразования и обработки измерительной информации в темпе проведения экспериментов на учебном стенде кафедры ТДЛА. Блок-схема данной АСИ показана на рис.7.1.

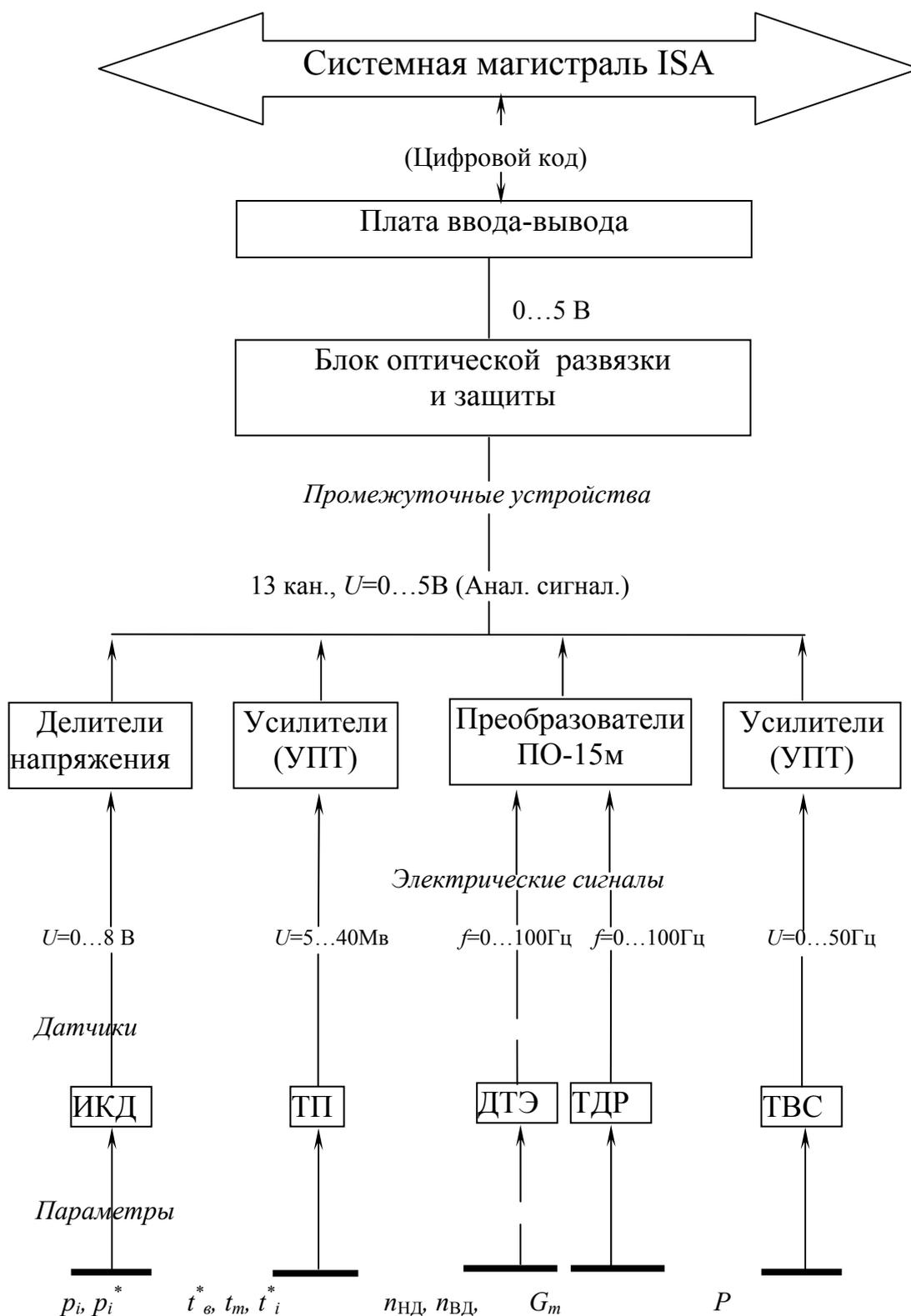


Рис.7.1 Блок-схема АСИ для экспресс – анализа результатов испытаний АИ-25

Она обеспечивает:

- усиление и преобразование электрических сигналов с датчиков, регистрирующих тягу двигателя, давления, температуру, расход топлива и частоту вращения валов двигателя;

- преобразование аналоговых электрических сигналов в цифровой код;
- первичную обработку данных, получение физических значений параметров;
- вторичную обработку данных, включающую осреднение параметров по сечениям, вычисление основных параметров ГТД, их приведение к САУ;
- выдачу результатов обработки данных на печать в виде протокола испытания, содержащего значения измеренных и приведенных параметров.

Устройство и основные технические данные АСИ. Датчики и вторичная аппаратура предназначены для точного и стабильного измерения физических параметров, преобразования их в соответствующие изменения электрических сигналов.

Кроме автоматизированной регистрации измеряемых параметров на учебном стенде использовалась система визуального контроля параметров при испытании двигателя.

Используемые в системе датчики и приборы приведены в табл.7.1.

Рассматриваемая автоматизированная система испытаний ориентирована на получение основных характеристик и технических данных ТРДД АИ-25.

Структурная схема данной автоматизированной системы испытаний включает три основных функциональных элемента:

- датчики, которые осуществляют преобразование физических параметров в электрические сигналы, и вторичная аппаратура: усилители, преобразователи частоты в аналоговое напряжение, делители напряжения;
- многофункциональный аналого-цифровой адаптер, который преобразует электрические сигналы датчиков в цифровой код, т.е. в вид, пригодный для ввода в ПЭВМ;
- ПЭВМ, которая выполняет задачи получения параметров, отбраковку аномальных значений, проводит осреднение параметров и приведение параметров к САУ и вывод полученных данных на монитор с последующей распечаткой протокола результатов испытаний ТРДД;

Информация с двигателя обрабатывается непосредственно в темпе поступления в ПЭВМ и система измерений обеспечивает выдачу протокола измерений в период между двумя соседними измерениями, величина которого обусловлена технологией проведения испытания.

При снятии дроссельных характеристик он равен 3-5 минутам. Поэтому считается, что система работает в так называемом реальном масштабе времени.

Примененный на стенде измерительно-вычислительный комплекс, входящий в автоматизированную систему, включает ПЭВМ с принтером, АЦП на плате L-152, блок оптической развязки и защиты АСИ, а также датчики и вторичную аппаратуру, в состав которой входят усилители и преобразователи.

С учетом того, что эти устройства являются основными элементами и входят в состав всех АСИ, рассмотрим более подробно их назначение, параметры и принцип действия.

Т а б л и ц а 7.1. Датчики и приборы, используемые в учебной автоматизированной системе испытаний ТРДД

№ п/п	Измер. параметры	Диапазон измерения	Кол-во* точек измерения	Датчик	Прибор визуального контроля
1	P , кН	0...15	1/1	ТВС-2,0	Цифровой вольтметр В7-27
2	G_m , кг/ч	0...900	1/1	ТДР9-1-1	Частотомер Ф5007
3	p_B , кПа	60...110	1/1	ИКД27ДФ1.6	ЭПП-09
4	p_{B}^* , кПа	90...110	5/5	ИКД27ДФ1.6	Цифровой вольтметр В7-27
5	T_{B}^* , К	240...310	1/5	Термопара гр. ХК	ЭПП-09
6	$p_{кнд}^*$, кПа	90...220	5/5	ИКД27ДФ2.5	Цифровой вольтметр В7-27
7	$T_{кнд}^*$, К	280...380	1/4	Термопара гр. ХК	ЭПП-09
8	$p_{к}^*$, кПа	90...840	1/1	ИКД27ДФ10	Цифровой вольтметр В7-27
9	$T_{к}^*$, К	280...550	1/1	Термопара гр. ХК	ЭПП-09
10	$p_{сл}^*$, кПа	90...140	1/4	ИКД27ДФ1.6	Цифровой вольтметр В7-27
11	$T_{сл}^*$, К	280...960	1/4	Термопара гр. ХА	ЭПП-09
12	$n_{нд}$, с ⁻¹	180	1/1	ДТЭ-6М	ИСТ-2
13	$n_{вд}$, с ⁻¹	280	1/1	ДТЭ-6М	ИСТ-2
14	t_m , °С	0...30	1/-	Термопара гр. ХК	ЭПП-09

- В числителе указано количество точек измерений для автоматизированной системы, в знаменателе - для визуального контроля.

Блок оптической развязки и защиты АСИ. Блок оптической развязки и защиты (БОРЗ) служит для устранения попадания случайных помех в виде выбросов напряжения в каналах измерения.

Аналоговые сигналы, поступающие на вход блока, проходят через ограничительные резисторы, к которым подключены стабилизаторы.

В случае превышения напряжения более заданной величины срабатывает система ограничения напряжения за счет протекания тока через стабилизатор.

По дискретным каналам использована оптическая развязка через оптроны АОТ-122Г, с последующим формированием сигнала на микросхеме К155ЛН1.

Аналоговые и дискретные сигналы с блока оптической развязки и защиты поступают далее в устройство согласования системы измерения с ПЭВМ - входную интерфейсную плату L-152.

7.2. Система связи ПЭВМ с объектом исследований

Учитывая, что связь ПЭВМ с датчиками на двигателе осуществляется в АСИ через устройство связи с объектом исследований (УСО), которое состоит обычно из датчиков, вторичной усилительно-преобразующей аппаратуры, аналого-цифрового преобразователя с коммутатором сигналов на входе, рассмотрим назначение и принцип работы отдельных его элементов.

Платы ввода - вывода.

Преимущества цифровой обработки с помощью ЭВМ и осуществления функций управления в научных исследованиях становятся все более очевидными. Однако стандартные датчики системы измерения обычно на выходе имеют аналоговые сигналы.

Преобразование аналогового сигнала в цифровой в автоматизированной системе экспресс-анализа результатов испытания ТРДД АИ-25 производится с помощью многофункционального адаптера, выполненного в виде плат ввода-вывода, сбора и преобразования сигналов типа L-152, L-164 или А-821 РGH.

Указанные платы являются быстродействующими устройствами для ввода и вывода аналоговой и цифровой информации в персональных, совместимых с IBM компьютерах.

Особенностью данных устройств являются их малые размеры, что позволяет устанавливать плату в ПЭВМ, в отличие от ранее широко используемой сложной и громоздкой системы типа «КАМАК».

Эти платы рассчитаны на стандартную ISA-шину ПЭВМ. Структурная схема платы L-152 приведена на рис.7.2.

Платы ввода-вывода L-152, L-164, А- 821 РGH являются функционально полным комплектом устройств, включающим в себя многоканальный 12-разрядный аналого-цифровой преобразователь - АЦП, 12- разрядный цифроаналоговый преобразователь- ЦАП с диапазоном изменения выходного сигнала от -5 В до +5 В, а также 4 дискретных входа и 8 выходов.

Генерация прерываний, внутренняя синхронизация и работа в режиме реального времени обеспечивается 16 разрядными таймерами с опорной частотой –1МГц.

Аналого-цифровой преобразователь. При изменении параметров двигателя (давление, тяга, температура и т.д.) с помощью датчиков и преобразующей аппаратуры формируются электрические сигналы, зависящие по величине от измеряемых параметров. Чтобы ввести аналоговые электрические сигналы в ПЭВМ, их необходимо преобразовать в двоичный код. Это осуществляет аналого-цифровой преобразователь (АЦП).

Существует множество способов преобразования аналогового сигнала в цифровой код, представляющий собой дискретную последовательность импульсов.

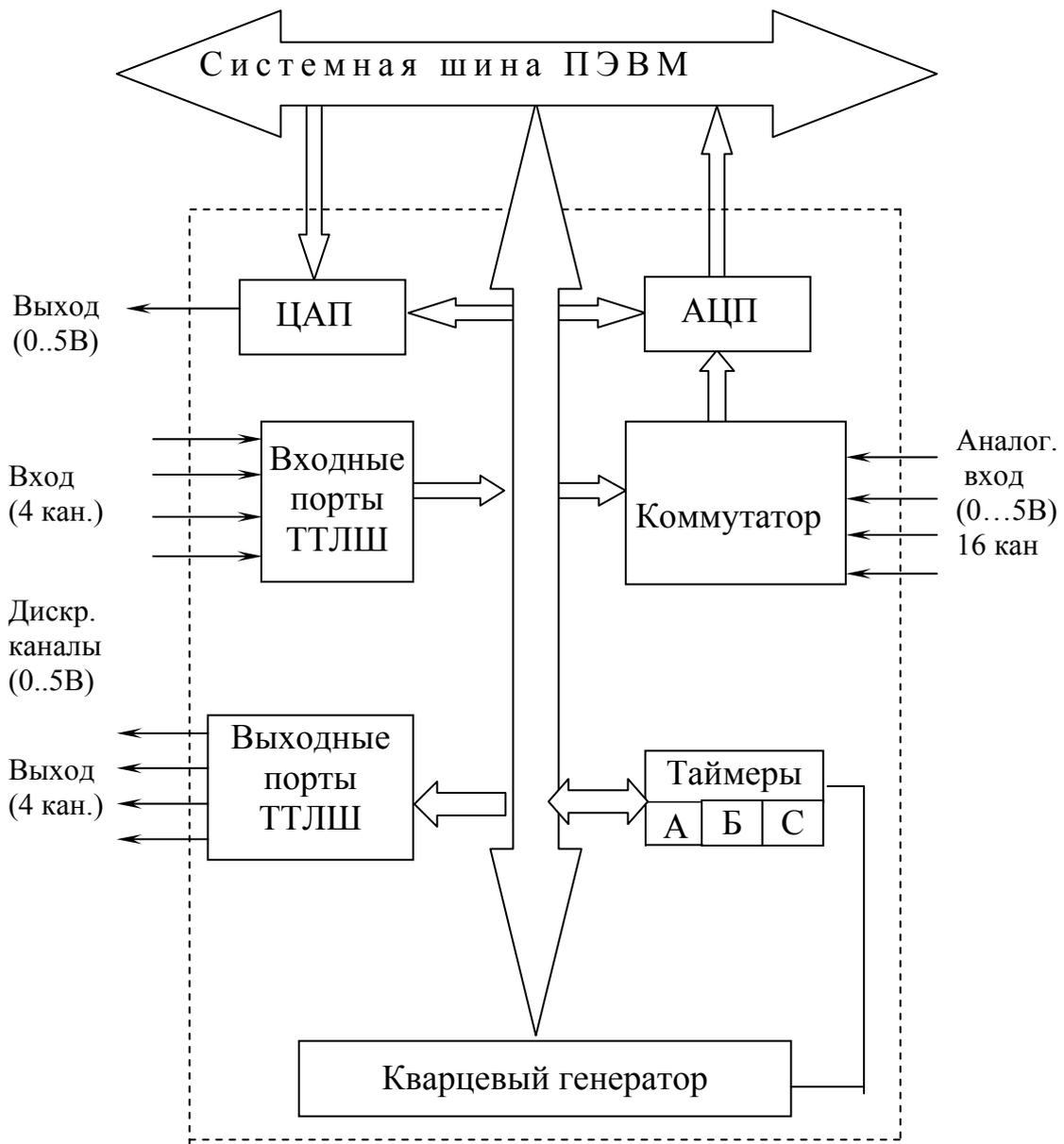


Рис. 7.2. Структурная схема платы ввода-вывода L-152

На практике чаще всего используются аналогово-цифровое преобразование с помощью импульсно-кодовой модуляции. Процесс преобразования в этом случае начинается с формирования непрерывного сигнала в виде последовательности отсчетов, которые берутся через определенный промежуток времени (или с определенной частотой дискретизации).

Эту функцию выполняет схема, называемая устройством выборки-хранения. Запоминая мгновенные значения входного сигнала (обычно на конденсаторе), это устройство обеспечивает сохранение величины взятого отсчета на время оцифровки.

Процесс оцифровки состоит в представлении амплитуды каждого отсчета в форме двоичного кодового символа с определенным количеством разрядов.

Необходимо отметить, что n -разрядный АЦП может сформировать лишь 2^n различных двоичных кодовых знаков (256 для 8 разрядов, 1024 для 10 разрядов и 4096 для 12 разрядов). Разница между двумя соседними кодами соответствует аналоговому весу младшего значащего разряда (МЗР). Изменение входного напряжения на величину, меньшую по сравнению с этой разницей, может быть не отражено в выходных данных АЦП.

Кроме того, некоторые преобразования вносят дополнительную погрешность и формируют результат с точностью до одного или даже двух МЗР. Такая дискретность результатов преобразования является следствием характерной для АЦП передаточной функции в виде «ступеньки», рис.7.3,а..

Очевидно, что в процессе аналого-цифрового преобразования всегда присутствует ошибка, называемая ошибкой квантования. Причины ее возникновения поясняются на рис.7.3,б. Ошибка квантования возникает вследствие замены искомой величины отсчета входного сигнала ее дискретным эквивалентом в виде выходного кода – x и определяется как разность между графиками ступенчатой передаточной характеристики и идеальной прямой.

Максимальная величина ошибки для передаточной характеристики, приведенной на рис.7.3,а равна половине величины шага квантования (половине аналогового веса МЗР).

Эту особенность необходимо учитывать, т.к. при использовании, например, 8-разрядного АЦП с полной шкалой входного напряжения 5 В появляется неизбежная погрешность преобразования, равная 20 мВ. Несмотря на то, что эта погрешность составляет лишь 0,4%, ее необходимо принимать во внимание при разработке АСНИ.

При использовании в данной АСИ 12-разрядного АЦП, величина погрешности преобразования снижается до 0,1%.

АЦП, установленный на плате ввода-вывода L-152, используемой на учебном стенде для испытаний ТРДД, имеет следующие параметры:

- Разрешение 12 бит;
- диапазон входного сигнала (+ -) 5,12 В;

- число каналов, подключаемых к АЦП 16
- погрешность преобразования +0,1%.

Двоичный код с АЦП подаётся на общую шину системного блока ПЭВМ, откуда считывается программным способом. По полученному коду в ПЭВМ определяется значение измеряемой физической величины.

На плате имеется 4 цифровых входных и выходных дискретных каналов, при помощи которых можно управлять внешними устройствами, осуществлять цифровую синхронизацию ввода.

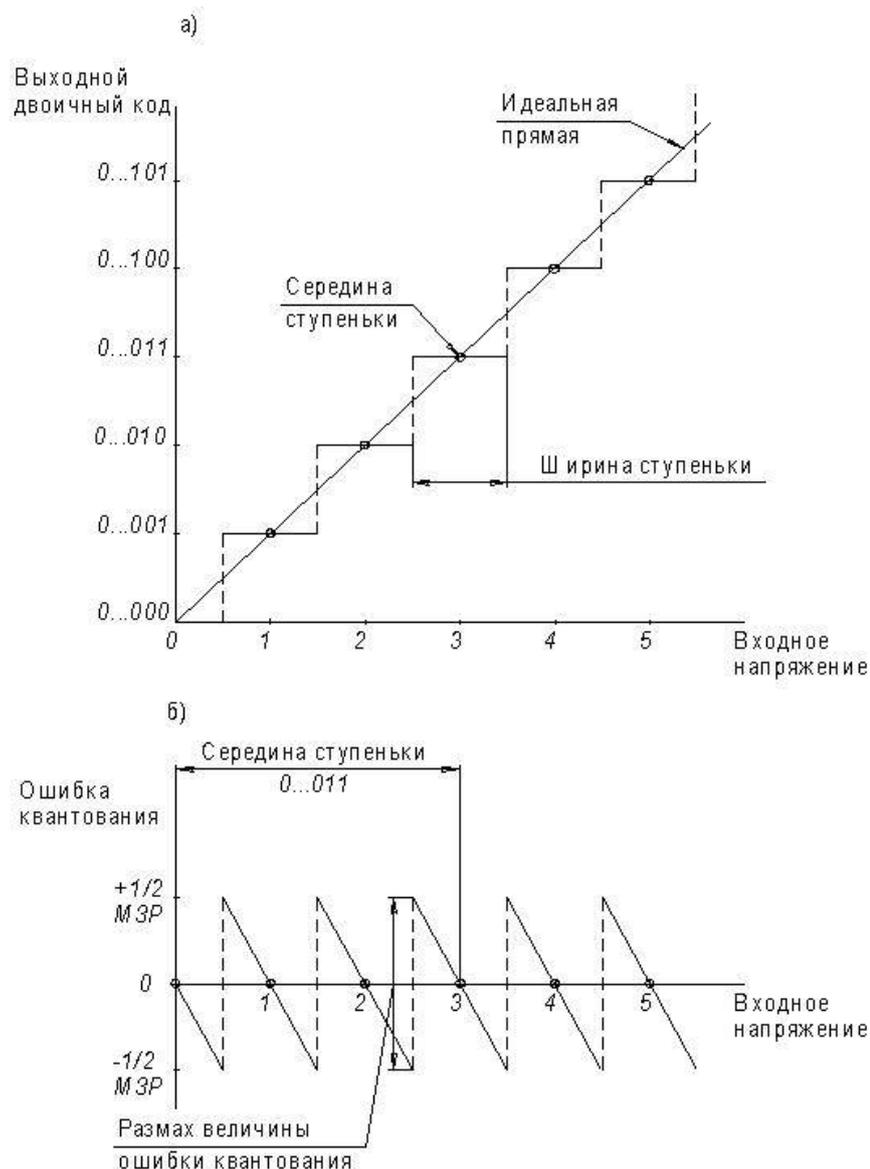


Рис. 7.3. Передаточная характеристика АЦП

При дифференциальном подключении измерительных линий к плате L-152 обеспечивается подавление шумов, возникающих в соединительных проводах на 70 дБ.

Цифроаналоговый преобразователь. При испытании двигателя может возникнуть задача, обратная описанной в предыдущем пункте: по команде ПЭВМ подать сигнал на какое-либо устройство.

При этом величина его в аналоговом виде должна устанавливаться в определенном диапазоне. Это осуществляется с помощью цифроаналогового преобразователя. В состав платы L-152 входит одноканальный ЦАП, преобразующий 12-разрядный код в напряжение в диапазоне $-5...+5В$. Скорость преобразования ЦАП 2 мкс, погрешность преобразования $-0,1\%$.

Счетчик-таймер. Для генерации прерываний, для работы в режиме реального времени, а также для измерения малых временных интервалов в плате L-152 имеются счетчики-таймеры, работающие от кварцевого генератора с $f = 1$ МГц.

Перед измерением счетчик-таймер находится в нулевом состоянии. После подачи команды на регистрацию на него начинают поступать импульсы с генератора и производится их считывание. Двоичный код со счетчика импульсов обрабатывается в ПЭВМ. Длительность интервала времени регистрации процесса определяется выражением

$$T = N t_{\text{п}},$$

где T - длительность интервала;
 N - число импульсов;
 $t_{\text{п}}$ - период следования импульсов.

При запуске АСИ производится опрос измерительных каналов, и информация в двоичном коде с АЦП подается на общую шину системного блока ПЭВМ, где обрабатывается по заданной программе.

По значениям записанной в ПЭВМ информации с учетом градуировочных коэффициентов определяются физические и приведенные значения измеряемых параметров, а также изменение их во времени.

Программное обеспечение АСИ с платой ввода-вывода L-152

Программное обеспечение АСИ представляет собой ряд прикладных программ, предназначенных для решения конкретных задач, выполняемых с помощью ПЭВМ. К этим задачам могут относиться, например, научно-технические расчеты, создание банка данных во время эксперимента, графическое отображение исследуемых процессов и т/д.

Прикладные программы АСИ обеспечивают сбор информации во время эксперимента с каналов измерения, производят обработку поступающей информации и выдачу параметров исследуемого двигателя в виде таблиц и графиков на дисплее и принтере.

В состав программного обеспечения АСИ входят следующие прикладные программы:

- программа градуировки измерительных каналов;
- программа аттестации измерительных каналов;
- программа проведения испытаний и обработки результатов.

Функционирование АСИ осуществляется по программам, разработанным на языке «Турбо бейсик», с помощью которых производится сбор, преобразование и обработка измеряемой информации.

В процессе сбора информации каждый канал измерения может опрашиваться до 64 раз, при тактовой частоте опроса АЦП $f = 44$ кГц.

При этом весь период сбора информации с 13 каналов измерений занимает менее одной секунды. При уменьшении количества опросов каждого канала измерения период сбора информации при испытании двигателя будет соответственно уменьшаться.

7.3. Архитектура и техническое обеспечение современных автоматизированных систем испытаний ГТД

К системам 3-го поколения АСИ ГТД относятся системы с полной автоматизацией процесса испытаний, включая управление режимами работы двигателя и стендовых систем, регистрацию, обработку и анализ результатов эксперимента по заданной программе. В АСИ 3-го поколения используются современная цифровая аппаратура и программное обеспечение на базе новых информационных технологий.

На данный момент существует огромный выбор систем и средств автоматизации. Рассмотрим подробнее принцип построения современных АСИ, который практически реализован в настоящее время при модернизации автоматизированной системы испытаний ГТД на учебном стенде АИ-25.

АСИ на базе комплектующих в промышленном исполнении

Данная система является двухуровневым комплексом. На нижнем уровне применен контроллер с процессорной платой, платой аналогового ввода-вывода и сетевой платой с ПЗУ.

Аналоговые сигналы подключаются к плате АЦП посредством плоского кабеля через блоки коммутации и установленные на них модули защиты и нормализации.

К параллельному порту LPT1 процессорной платы посредством плоского кабеля подключен блок дискретного ввода-вывода. Частотные сигналы от датчиков частоты вращения и расхода топлива подключены через модули преобразования частота – аналоговый выход (рис.7.4).

Верхний уровень реализован на промышленном компьютере с процессорной платой сетевой платой.

Клавиатура и монитор имеют также промышленное исполнение, монтируются в 19" стойку.

Таким образом, все оборудование, включая источник бесперебойного питания, размещено в одном шкафу. Принтер размещен на столике, рядом со шкафом.

Подобная архитектура построения САУ достаточно распространена. И такой подход к автоматизации себя вполне оправдывает.

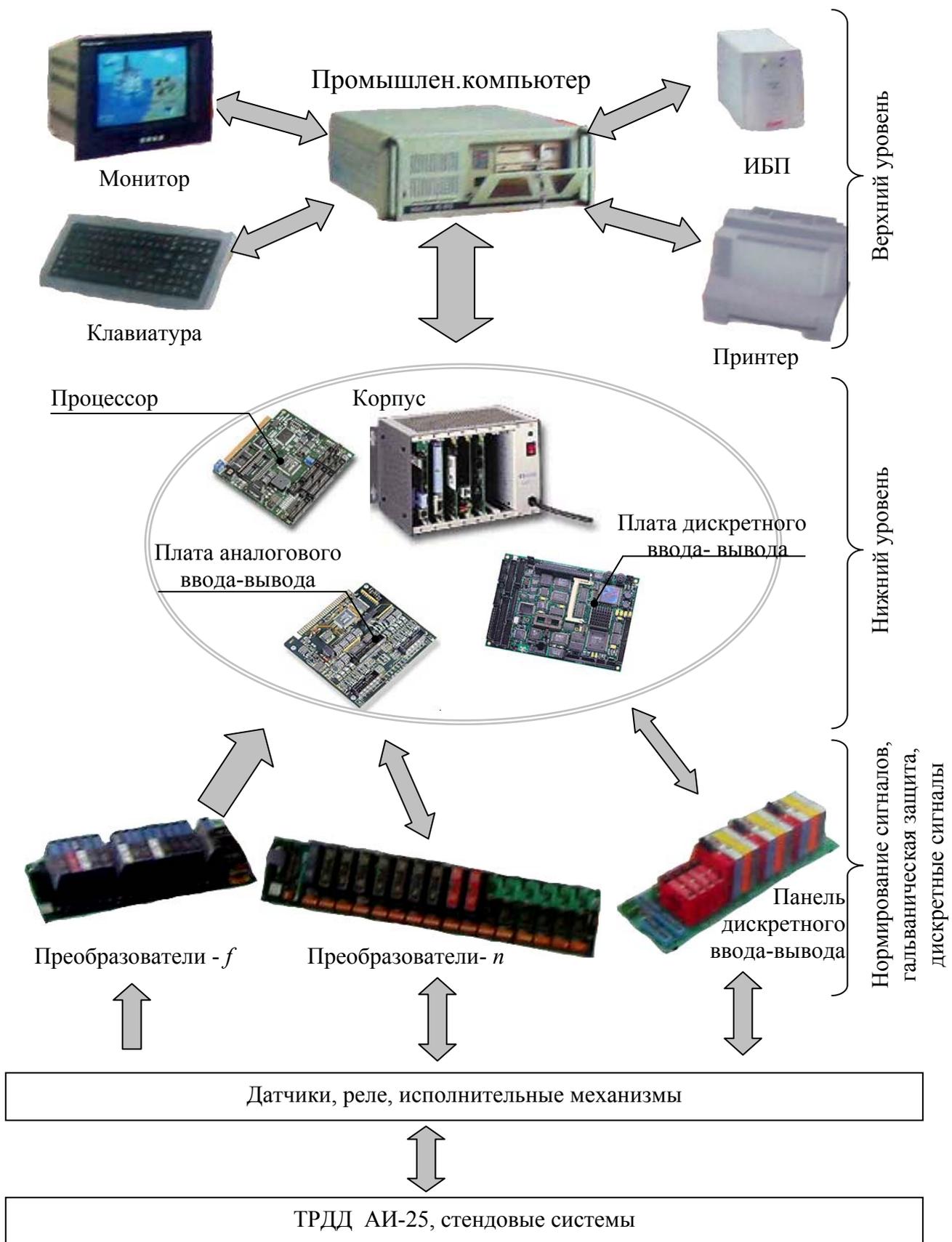


Рис. 7.4. Структура АСИ на базе комплектующих промышленного исполнения

Для различных объектов управления создается нижний уровень на базе отдельных контроллеров.

Не затрачиваются средства на визуализацию их работы, но создаются такие каналы обмена информацией, которые позволяют передавать ее со всех контроллеров в полном объеме и без задержек на верхний уровень. Далее вся работа обеспечивается за счет мощной SCADA системы.

Положительными сторонами такого подхода к построению АСИ являются:

- приспособленность компонентов АСИ к работе в условиях повышенного шума, вибраций, электромагнитных помех и так далее;
- удобство работы с аппаратурой;
- универсальность комплекса средств автоматизации;
- широкие возможности по наращиванию системы и расширению комплекса проводимых испытаний.

Для функционирования такой системы необходимо создание программного обеспечения с участием квалифицированных специалистов в данной области.

7. 4. Измерительно-вычислительный комплекс с полной автоматизацией процесса испытаний ТРДД АИ-25

Целью создания комплексной автоматизированной системы испытаний ТРДД АИ-25 на учебном стенде является переход на более высокий качественный уровень при решении следующих основных технологических, организационных и экономических задач:

- повышение эффективности и надежности управления режимами работы ГТД и стендовых систем,
- повышение информативности и достоверности полученных результатов,
- оптимизация режимов работы, сокращение времени испытаний и экономия топлива и ресурса,
- увеличение сроков эксплуатации, снижение финансовых затрат на испытание двигателя,
- улучшение условий труда эксплуатационного персонала.

Поставленные цели решаются путем:

- рациональной автоматизации сбора, обработки и представления информации пользователям,
- автоматического и ручного управления исполнительными механизмами,
- оптимального регулирования параметров технологических процессов, выявления опасных и предаварийных ситуаций в автоматическом режиме.

Основным требованием обеспечения процесса испытаний ГТД с использованием комплексной АСИ на учебно–исследовательском стенде

является автоматизация предпусковых операций и процесса испытаний: открытие заслонок, проверка готовности стендовых систем, градуировка измерительных каналов, установка режимов работы двигателя, а также запуск, его остановка после выполнения программы.

Управление стендом в ручном режиме осуществляется оператором с пульта, на котором размещаются все органы управления и штатные индикаторы двигателей АИ–9 и АИ–25.

Управление может осуществляться при помощи виртуальных манипуляторов, отображаемых на АРМ оператора, и при помощи штатного рычага управления двигателем.

При автоматическом режиме управления ходом испытания оператор имеет возможность в любой момент времени вмешаться в процесс управления — остановить двигатель с помощью кнопки «Аварийный останов».

Запуск и останов двигателя АИ–25 осуществляется в соответствии с инструкцией по запуску двигателя АИ–25, а также в соответствии с инструкцией по запуску АИ–9.

До и после испытания выполняются градуировки измерительных каналов и формируются градуировочные зависимости.

Структура автоматизированной системы и средства связи для информационного обмена

Автоматизированная система испытаний АИ–25 состоит из следующих главных компонентов (рис.7.5):

- датчики и исполнительные механизмы,
- программируемый логический контроллер,
- АРМ оператора,
- сервер БД,
- АРМ преподавателя и студента.

Помимо вышперечисленных компонентов, в систему включены демонстрационные панели, сервер видеоконференции, видеосервер, коммуникационное оборудование.

Комплексная АСИ АИ–25 образует два уровня:

- нижний уровень: датчики, контроллер, демонстрационные панели и АРМ оператора;
- верхний уровень: сервер БД и АРМ преподавателя и студента.

Нижний уровень системы функционирует в реальном времени и обеспечивает регистрацию параметров технологического процесса.

Система нижнего уровня строится на базе программно-аппаратных средств SIMATIC S7 фирмы Siemens.

Аппаратные средства системы нижнего уровня включают программируемый контроллер SIMATIC S7-300 с набором модулей ввода/вывода, демонстрационные панели, АРМ оператора.

Для обеспечения информационного обмена между контроллером и демонстрационными панелями используется сеть нижнего уровня Profibus.

Информационная подсистема верхнего уровня функционирует на базе локальной вычислительной сети и включает сервер баз данных, автоматизированные рабочие места преподавателя и студентов, сервер видеоконференции.

Все компьютеры подключаются к ЛВС с использованием стандартного сетевого адаптера 10/100 Мбит/с через коммутатор Ethernet.

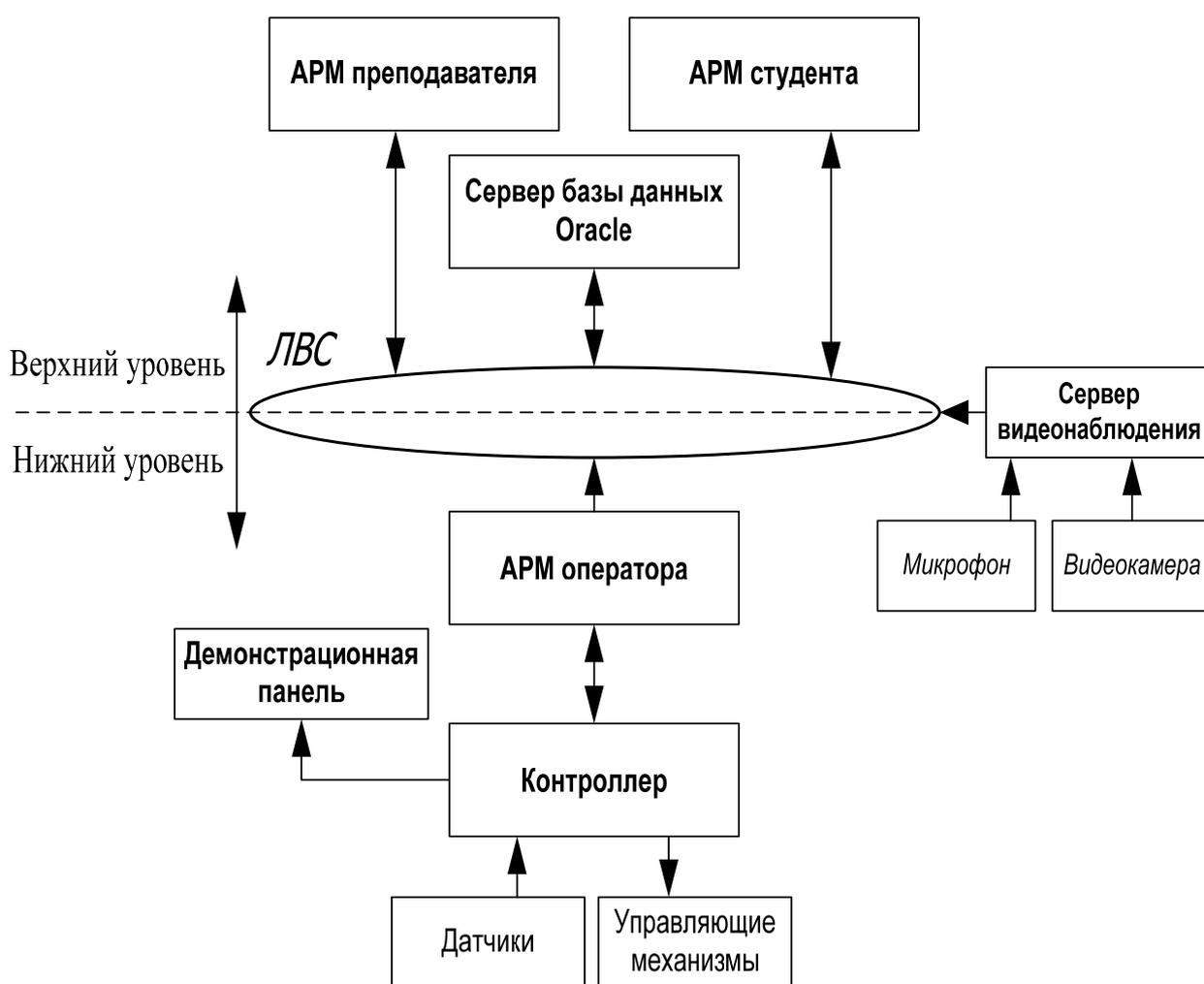


Рис. 7.5. Схема взаимодействия компонентов АСИ АИ-25

На сервере БД формируется база данных технологической информации АС И АИ-25 в целом, поддерживается возможность конфигурирования базы данных и сопровождения архива значений параметров.

Сбор/передача данных с АРМ оператора в архив на сервере БД осуществляется специализированным интерфейсным приложением.

Функционально автоматизированную систему испытаний АИ–25 можно разделить на следующие подсистемы:

- управления двигателем;
- комплекс датчиков, преобразующих физическое значение параметра в изменение электрических параметров;
- комплекс исполнительных механизмов;
- программируемый логический контроллер, предназначенный для ввода/вывода и предварительной обработки контролируемых параметров и управляющих сигналов стенда;
- визуализации процесса испытаний, состоящую из демонстрационных панелей и АРМ оператора;
- информационную подсистему, включающую сервер баз данных на основе СУБД Oracle для длительного хранения данных и видеопотока;
- АРМ, предназначенные для организации и визуализации процесса испытаний, проведения расчетов и выполнения учебных лабораторных работ;
- подсистему видеоконференции;
- подсистему видеонаблюдения;
- подсистему локальной вычислительной сети.

Принцип построения комплексной АСИ

В основу построения АСИ АИ–25 положена концепция открытых систем, базирующаяся на применении международных стандартов в области автоматизации и современных информационных технологий. К основным проектным решениям относятся следующие:

- использование стандартных программно-аппаратных средств SIMATIC для системы контроля двигателем, обеспечивающих возможность расширения и модифицирования системы по контролируемым параметрам и т.п.;
- применение стандартных промышленных шин Industrial Ethernet и Profibus;
- использование инструментальной системы программирования контроля и визуализации данных (SCADA–системы) WinCC (Siemens, Германия), обеспечивающей высокоуровневое программирование человеко-машинного интерфейса для автоматизированных рабочих мест. Принятые решения соответствуют общей тенденции системной интеграции систем автоматизации.

Система измерения АСИ

В системе измерения комплексной АСИ используются современные датчики и преобразователи.

Для измерения температуры воздуха на входе двигателя применяются платиновые термопреобразователи сопротивления ТСП 012-014. Они являются аналогами ТСП 1288, ТСП 0879-01. Термопреобразователи состоят из чувствительного элемента (одного или двух), защитной арматуры и клеммной головки.

Чувствительные элементы термопреобразователей предназначены для преобразования изменения температуры измеряемой среды в изменение электрического сопротивления. Чувствительные элементы изготовлены из платинового микропровода и выполнены в виде каркасной или бескаркасной (в виде кокона) намотки.

Для установки на объекте термопреобразователи снабжены штуцерами с резьбой М20х1,5 или М27х2. Уплотнение места соединения термопреобразователя с трубопроводом обеспечивается использованием медной уплотнительной прокладки, входящей в комплект поставки термопреобразователя. Точность измерения составляет не более 0,5%.

Датчики давления. Для измерения давлений в системе используются измерительные преобразователи избыточного давления SITRANS P, серии Z, которые позволяют измерять относительное давление агрессивных и неагрессивных газов, жидкостей и пара. Характерными особенностями SITRANS P являются:

- высокая точность измерения (погрешность не более 0,25%);
- измерение давления агрессивных и неагрессивных веществ;
- измерение давления жидкостей, газов и пара;
- измерительная ячейка с температурной компенсацией;
- компактная конструкция.

Основные элементы датчика:

- корпус из нержавеющей стали с кремниевой измерительной ячейкой и платой электроники,

- кремниевая измерительная ячейка с температурной компенсацией оборудована тонкопленочным тензорезистором (тонкопленочный DMS), который расположен на керамической мембране. Схема измерительного преобразователя приведена на рис. 7.6.

Измерительная ячейка имеет тонкопленочный резистор, на который через керамическую мембрану передается рабочее давление p .

Выходное напряжение измерительных ячеек подается на усилитель и преобразуется в выходной ток 4...20 мА. Выходной ток линейно пропорционален входному давлению.

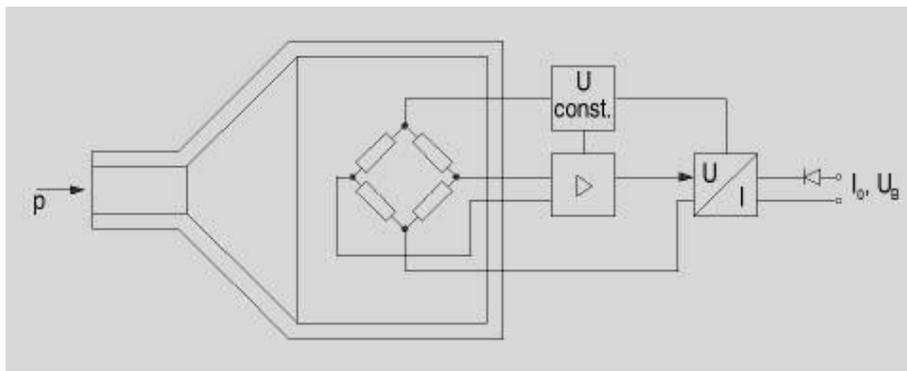


Рис 7.6. Схема измерительного преобразователя SITRANS P, серия Z

Для измерения перепада давлений используются датчики типа SITRANS P DS III. Измерительные преобразователи давления SITRANS P, серия DS III - это удобные и точные цифровые измерительные преобразователи давления. Установка диапазона измерения у данного типа датчиков осуществляется с помощью клавиш управления или через коммуникацию HART, PROFIBUS-PA или Foundation Fieldbus интерфейсы.

Обширная функциональность обеспечивает хорошее согласование измерительного преобразователя давления с элементами АСИ.

Выходной сигнал датчика – 4...20 мА. Погрешность измерения не более 0,25%.

Датчик предназначен для измерения:

дифференциального давления,
малого положительного или отрицательного избыточного давления,
расхода.

Для измерения расхода топлива используется преобразователь расхода MASS 2100 DI 1.5. MASS 2100 DI 1.5 подходит для измерения расхода малых количеств жидкостей и газов любого типа. Он обеспечивает отличные результаты по точности измерения расхода, динамическому диапазону и точности измерения плотности. Удобная установка с помощью механического и электрического интерфейса Plug & Play гарантирует высокую точность измерения и простое управление.

Преобразователь расхода обеспечивает измерение массового расхода, объемного расхода, плотности, температуры и расхода фракций. Характерными особенностями данного преобразователя являются:

- высокая точность - не менее 0,1 % от количества массового расхода;
- большой динамический диапазон свыше 500:1, от 65 кг/ч до нескольких т /ч;
- благодаря точности измерения плотности не менее 0,001 г/см³ с точностью повторяемости не менее 0,0002 г/см³ обеспечивается полная функциональность плотномера;
- калибровочный коэффициент преобразователя расхода действует и для измерений газа.

Измерение тяги двигателя осуществляется с помощью устройства для измерения усилий SIWAREX R серии SB, которое представляет собой самоцентрирующийся комбинированный монтажный блок для весоизмерительных ячеек серий SB. Весоизмерительные ячейки со срезным стержнем широко используются в устройствах для измерения веса и усилий.

Измерительным элементом датчика является пружина с тангенциальным напряжением из нержавеющей стали, на которой находятся тензометрические полоски (DMS). DMS находятся под углом 45° к продольной оси сбоку на пружинном элементе, подвергаясь тем самым нагрузке на срез. Из-за действующей в направлении измерения нагрузки пружина и вместе с ним установленные DMS эластично меняют свою форму, в результате на выходе датчика появляется пропорциональное нагрузке измерительное напряжение.

Перемещение подвижной части весоизмерительной ячейки при номинальной нагрузке составляет максимум 0,5 мм. Погрешность измерения тяги датчиком SIWAREX R серии SB составляет не более 0,5%.

Для определения угла поворота дроссельной заслонки РУД используется датчик угла поворота ДК 1-С (инклинометр) с электрическим выходным сигналом, пропорциональным углу наклона датчика. Высокая точность, небольшие размеры, отсутствие подвижных механических узлов и простота крепления на объекте датчика делают целесообразным их использование не только в качестве датчиков крена, но и в качестве угловых датчиков на стационарных и подвижных объектах.

Инклинометр спроектирован так, что имеет линейную зависимость выходного сигнала от угла наклона в одной плоскости (рабочей плоскости) и практически не изменяет показания в другой (нерабочей) плоскости, при этом его сигнал слабо зависит от изменения температуры.

Электронный блок питается от однополярного напряжения в диапазоне 5...36 В, потребляя при этом ток от 5 мА до 10 мА в зависимости от напряжения питания. При этом допускается пульсация питающего напряжения до 200 мВ.

Чувствительный элемент инклинометра выполнен в виде ампулы, установленной на печатной плате электронного преобразователя (тип IPU-3). Инклинометры с токовым выходом поставляются в пластмассовом корпусе, его степень защиты IP 55.

7.5. Процесс испытания двигателя с использованием комплексной АСИ

Процесс испытания ТРДД АИ-25 с использованием комплексной автоматизированной системы состоит из нескольких этапов:

1. После включения всех систем стенда и автоматизированной системы испытаний на АРМ оператора запускается ПО «АИ25». На один из мониторов выводится изображение двигателя, фиксируемое с помощью цифровой

камеры, установленной в боксе. На втором мониторе АРМ оператора и на 5 демонстрационных панелях осуществляется контроль всех измеряемых параметров на виртуальных приборах в виде манометров или гистограмм (рис.7.7).

При проведении лабораторных работ студенты могут снимать показания с демонстрационных панелей.

На АРМ оператора задается программа испытаний, в которой прописываются необходимые режимы, на которых производятся измерения параметров, длительность работы на режимах. Для запуска двигателя с АРМ оператора на мониторе отображаются кнопки управления (рис 7.7).

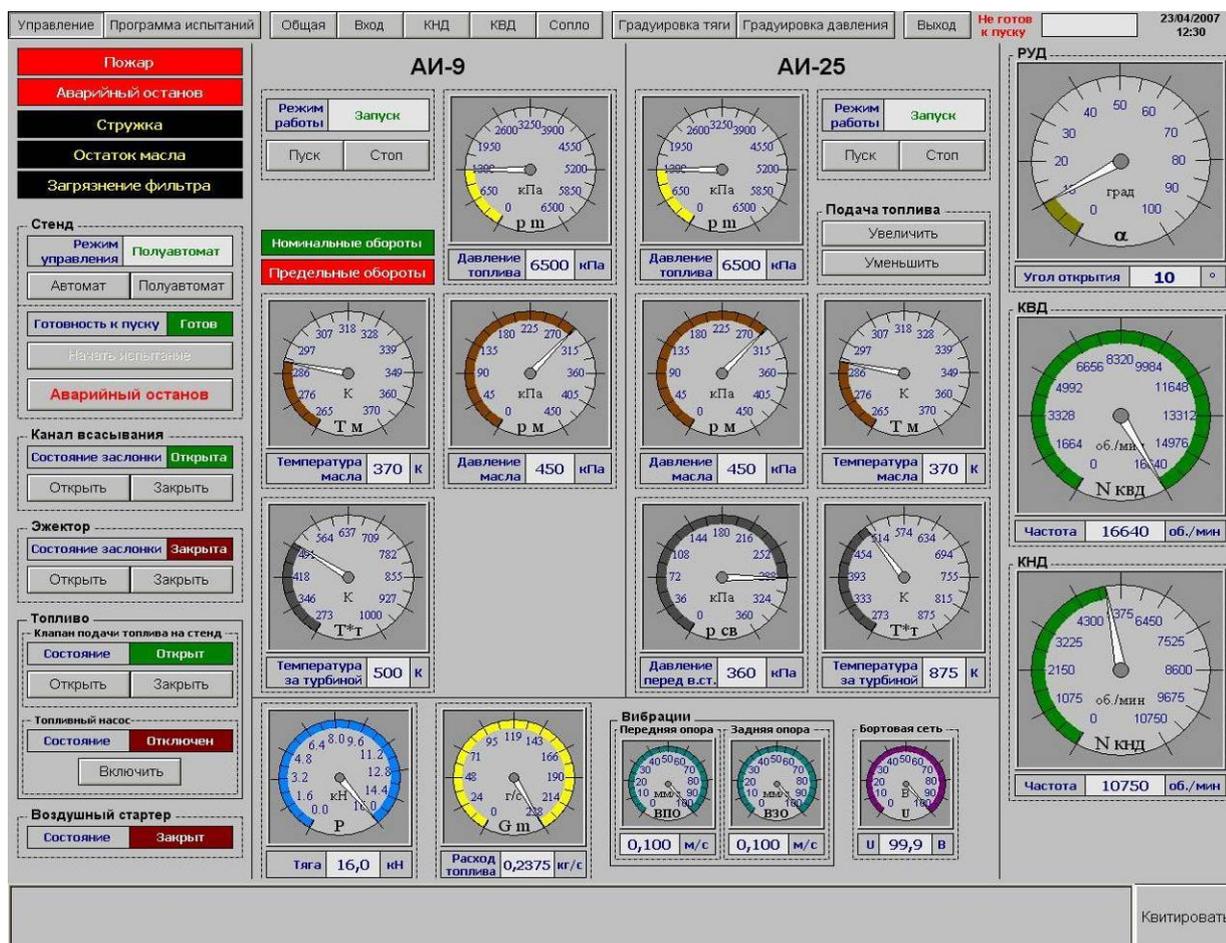


Рис.7.7. Видеокадр на мониторе АРМ оператора

2. В процессе подготовки к запуску со стенда управления или с АРМ оператора подаются команды на открытие заслонок канала всасывания и башни шумоглушения, а также включаются топливные насосы. Если опрос системы сигнализации и блокировки указывает, что заслонки канала всасывания и башни шумоглушения открыты, в топливной магистрали установлено необходимое давление, то на мониторе загорается табло «Стенд готов к пуску».

3. В автоматическом режиме управления процессом испытания запуск вспомогательного газотурбинного двигателя АИ–9 происходит автоматически после появления сигнала о готовности стенда к запуску. В ручном (с пульта стенда) и полуавтоматическом (с АРМ оператора) режимах для запуска АИ–9 требуется нажать соответствующую кнопку на пульте или на экране монитора.

При этом на АРМ оператора контролируется режим работы двигателя АИ-9.

После прогрева в течение 1-2 минут, если все параметры в норме, в автоматическом режиме производится запуск ТРДД АИ–25. В ручном и полуавтоматическом режиме для запуска ТРДД АИ-25 требуется нажатие кнопки «Запуск АИ-25». Во время запуска АИ–25 контролируются следующие параметры двигателя: температура на срезе сопла первого конура и давление в топливной системе ГТД.

В случае если контролируемые параметры не соответствуют заданным значениям, то контроллер выдает команду «Аварийный останов», все системы отключаются и запуск двигателя прекращается.

Если запуск двигателя АИ–25 проходит без отклонения параметров от ТУ, то в соответствии с заданной программой происходит отключение АИ–9, а ТРДД АИ–25 прогревается на режиме «малого газа» в течение 1-2 минут.

Кнопка «Аварийный останов» на пульте управления и панели оператора доступна в любом режиме управления и в любом режиме работы стенда.

4. После прогрева ТРДД АИ–25 контроллер, управляя положением РУДа с помощью специального исполнительного устройства, переводит двигатель на 1-й режим работы по значению частоты вращения ротора высокого давления.

При достижении заданного режима и работы на нем двигателя в течение 1-2 минут производятся измерения параметров, обработка результатов испытаний на данном режиме и вывод на монитор АРМ оператора таблиц с измеренными параметрами. Студенты имеют возможность регистрировать параметры двигателя на демонстрационных панелях (см. рис.7.8 и 7.9).

Через заданный по программе интервал времени происходит перевод ТРДД АИ–25 на следующий режим работы и после его установки, аналогично первому режиму, производятся измерения и обработка параметров. Аналогичные операции производятся на всех режимах работы ТРДД, количество которых задается программно перед испытанием.

5. После выполнения заданной программы контроллер отключает авиационный двигатель после его работы в режиме малого газа в течение 20-40 с.

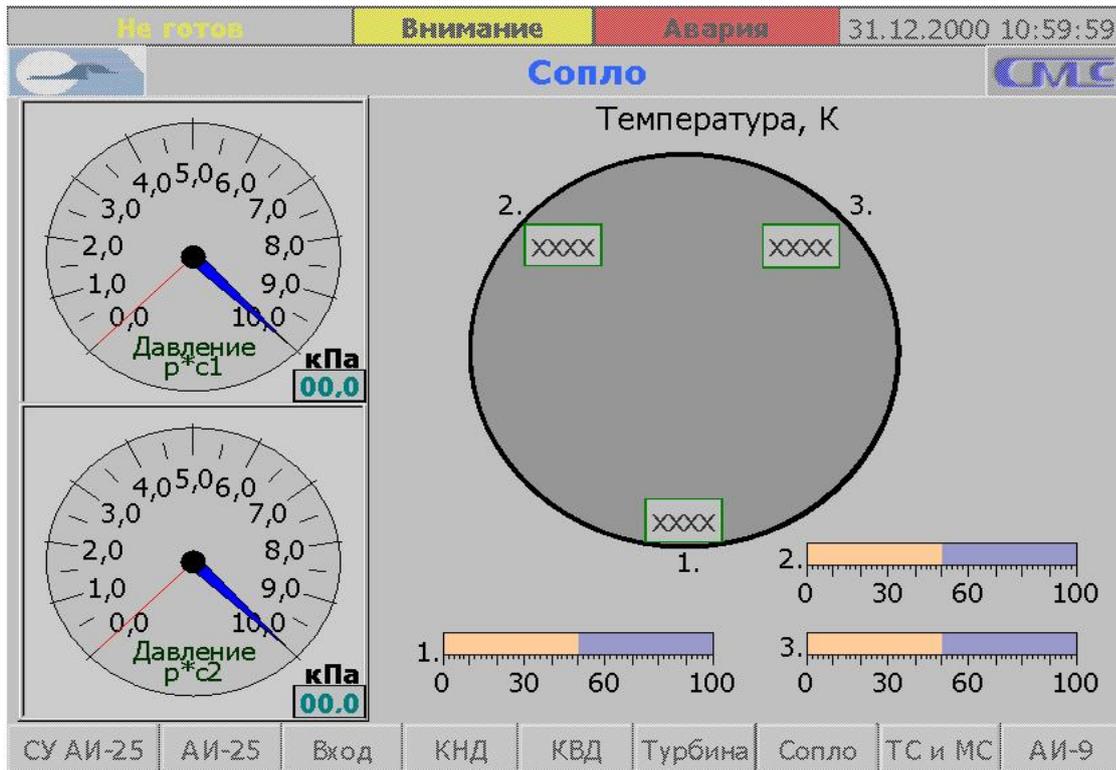


Рис.7.8. Видеокادر на демонстрационной панели для регистрации параметров в компрессоре ВД



Рис.7.9. Видеокادر на демонстрационной панели для регистрации параметров в сопле ТРДД АИ-25

Сохраненные значения параметров на АРМ оператора можно посмотреть в виде графиков и таблиц.

В ходе испытаний значения параметров и изображение двигателя, фиксируемое с помощью видеокamеры, записываются в базу данных на сервере Oracle и становятся доступными для математической обработки на АРМах студентов и преподавателя.

В процессе испытания студенты знакомятся с особенностями системы измерения параметров ТРДД.

Снятие экспериментальной дроссельной характеристики проводят на 4-х режимах работы двигателя: взлетный режим, максимальный продолжительный режим, крейсерский режим и режим малого газа. Результаты эксперимента заносятся студентами в протокол испытания, и проводится обработка полученных данных с последующим построением экспериментальных зависимостей и анализом рабочих процессов в ТРДД АИ-25.

Контроль параметров при градуировке измерительных каналов осуществляется на мониторе АРМ оператора (рис.7.10.).

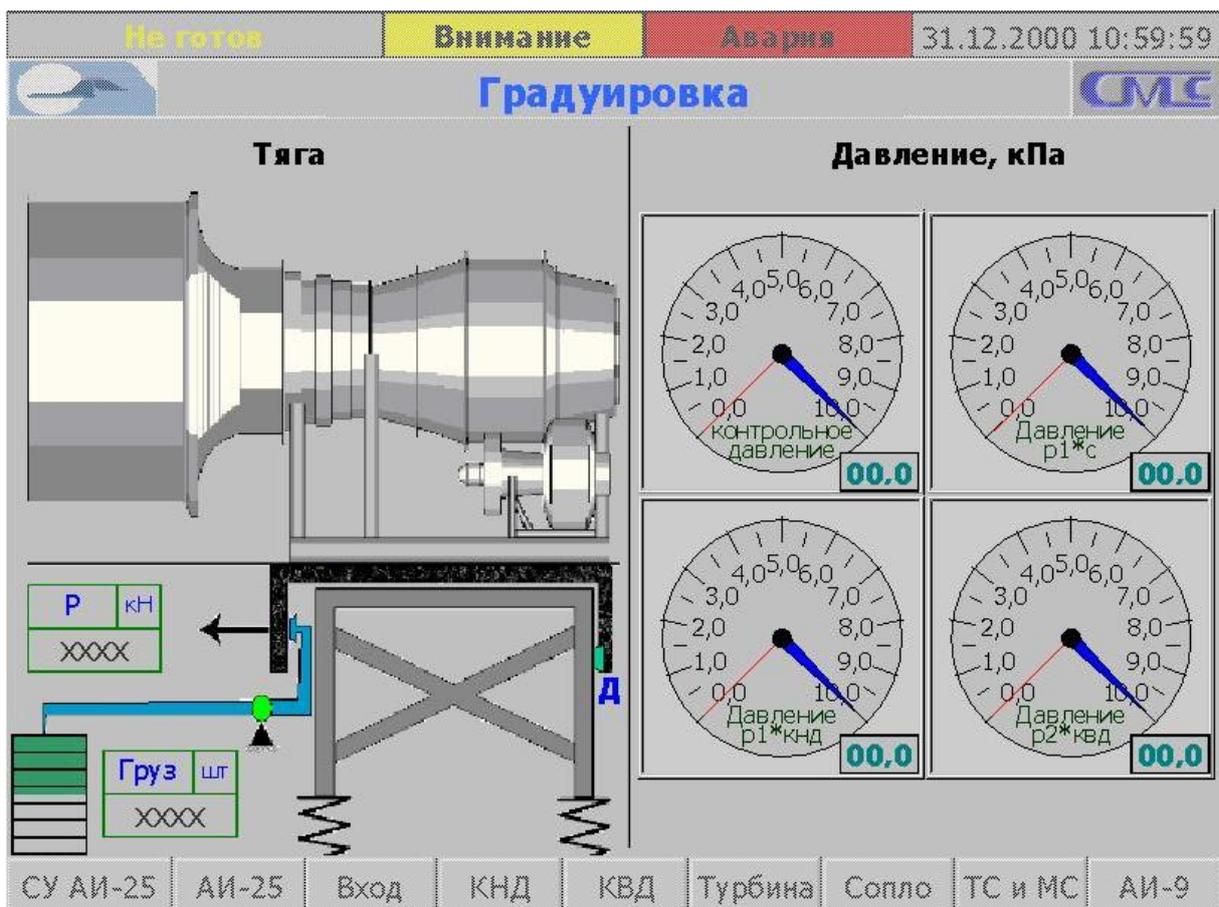


Рис.7.10. Видеокaдр системы градуировки каналов измерения тяги и давления

Процесс выполнения лабораторных работ в информационной среде

В информационной среде поддерживаются все организационно-технические аспекты, сопровождающие процессы организации выполнения лабораторных работ и представление испытания двигателя:

- разграничение прав доступа к системе;
- регистрация студентов; доступ к методическим материалам;

наблюдение за процессом испытания двигателя на рабочих местах преподавателя и студентов с задержкой в несколько секунд от реального времени (определяется на уровне настроек);

- воспроизведение процесса испытания на основе архивных данных с дискретностью регистрации данных (минимум 1 секунда);

- доступ к значениям параметров по требуемому срезу времени любого испытания;

- регистрация результатов (расчётных значений) выполнения лабораторных работ в базе данных.

До начала эксплуатации информационной среды администратор системы регистрирует пользователей и назначает им соответствующие права. На основе назначенных прав каждый участник процесса испытания двигателя будет иметь доступ к соответствующим возможностям системы.

Для проведения лабораторных работ преподаватель регистрирует студентов в системе и определяет лабораторную работу для выполнения.

Допуск студента к выполнению работы также фиксируется в базе данных.

Далее преподаватель уточняет, с использованием каких испытаний будет выполняться лабораторная работа – на реальном испытании или на основе испытания ранее записанного в архив.

Значения параметров испытания из архива воспроизводятся с дискретностью 1 секунда и, таким образом, студент имеет возможность наблюдать испытание в псевдореальном времени.

Студенты получают доступ к методическим материалам, к архиву испытаний или к просмотру реального испытания. Возможности студентов по ручной регистрации данных с отображаемых на дисплее приборов одинаковы, как при наблюдении реального испытания, так и при просмотре испытания из архива.

Кроме ручной регистрации студенты имеют возможность выбрать из архива любое испытание, просмотреть из него любой перечень параметров и экспортировать в файл формата Excel требуемые значения параметров за указанное время.

На основе полученных данных студент выполняет требуемые расчёты и вносит их в базу данных.

Преподаватель в эту же базу данных вносит свои «эталонные» значения. Имеется возможность визуального сравнения расчётных значений студента и преподавателя. Результат (оценка) выполнения лабораторной работы студентом фиксируется преподавателем в базе данных.

7.6. Структура программного обеспечения измерительно-вычислительного комплекса с полной автоматизацией процесса испытаний ТРДД АИ-25

Основные требования к системному программному обеспечению определены в техническом задании на автоматизированную систему испытаний учебного стенда для испытаний ТРДД АИ–25.

АСИ АИ–25 выполнена с использованием серийных программных продуктов. Программное обеспечение сервера баз данных по ТЗ включает следующие компоненты:

- операционную систему – Microsoft Windows Server 2003;
- систему управления базами данных (СУБД) – Microsoft SQL Server 2000 или Oracle;
- ПО для доступа к данным, хранящимся в БД на базе СУБД;
- ПО для резервирования и хранения данных.

Программное обеспечение для клиентских компьютеров включает следующие компоненты:

- операционную систему – Microsoft Windows XP;
- ПО для доступа к данным, хранящимся в БД на базе СУБД;
- ПО для работы с текстовыми, графическими данными.

Все программные продукты выбирались из условия взаимодействия с современными клиент-серверными СУБД.

Программные продукты имеют модульную структуру и объединяются полностью или частично в программный комплекс и должны взаимодействовать с различными внешними устройствами. Программные продукты должны быть надежными, эффективными, коммуникативными и иметь возможность быстрой модификации.

При создании АСИ АИ–25 использовались следующие программные средства:

ПО SIMATIC STEP7 версия 5.4 SP1 фирмы SIEMENS (Германия) для разработки программы для контроллера;

ПО SIMATIC WinCC flexible 2005 Advanced фирмы SIEMENS для разработки проекта для операторских панелей;

SIMATIC WinCC версии 6.0 SP4 фирмы SIEMENS для разработки программы для операторской станции;

Borland Delphi 7 компании CodeGear для разработки программ для АРМ преподавателя и студентов.

Программное обеспечение АСИ АИ–25 построено как децентрализованный программный комплекс, в котором программы и данные распределены между различными уровнями системы.

Программное обеспечение АСИ АИ–25 представляет собой совокупность программных средств системного ПО и прикладного программного обеспечения, разработанного с целью реализации функциональных возможностей автоматизированной системы испытаний.

Системное ПО

Системное ПО АСИ АИ–25 включает в себя следующие компоненты:

операционную систему MS Windows 2003 Standard Server, установленную на сервере БД и сервере видеоконференций;

операционную систему MS Windows XP Prof, установленную на автоматизированных рабочих местах;

операционную систему MS Windows CE 3.0, установленную на демонстрационных панелях;

систему управления базами данных Oracle 9i, установленную на сервере БД;

SCADA-систему WinCC.

Прикладное ПО

Прикладное ПО представлено совокупностью взаимосвязанных в рамках автоматизированной системы испытаний АИ–25 программных средств, обеспечивающих выполнение всех функций системы. Все прикладное ПО функционирует в среде системного программного обеспечения.

Прикладное ПО АСИ АИ-25 состоит из следующих компонентов:

проект STEP7, определяющий конфигурацию контроллера;

проект WinCC на АРМ оператора;

проект WinCC Flexible для демонстрационных панелей;

ПО сбора данных;

ПО создания и поддержки информационной среды;

ПО визуализации и обработки информации;

ПО для работы с видеоизображениями;

ПО описания испытаний и журнализация выполнения лабораторных работ.

Интерфейс Windows используется в качестве стандарта для взаимодействия пользователей со всеми компонентами комплекса.

Прикладное программное обеспечение контроллера (ППО ПЛК) предназначено для реализации функций сбора и обработки информации от модулей ввода-вывода, автоматического управления процессом и дистанционного управления.

ПО контроллера осуществляет следующие функции:

сбор и обработку информации от датчиков температуры, давления и т.д.;

вычисление физических значений по градуировочным характеристикам;

сбор и обработку информации о состоянии, исправности технологического оборудования, о наличии напряжения в управляющих цепях задвижек и насоса;

анализ данных для выявления условий выработки управляющих воздействий;

автоматическое и ручное дистанционное управление основным и вспомогательным оборудованием;

передачу данных в SCADA–систему WinCC на АРМ оператора;

диагностику системы.

Прикладное программное обеспечение демонстрационных панелей осуществляет следующие функции:

предоставление данных о ходе технологического процесса;

предупредительная и предаварийная сигнализация;

архивация значений процесса.

Прикладное программное обеспечение АРМ оператора предназначено для получения значений параметров с контроллера, отображения полученной информации и ее архивирования.

ППО операторской станции осуществляет следующие функции:

- получение текущих значений всех параметров, обрабатываемых контроллером;

- предоставление данных о ходе технологического процесса, дистанционное управление технологическим оборудованием;

- формирование предупредительной и аварийной цветовой и звуковой сигнализации;

- регистрация аварийных, предупредительных и технологических сообщений с возможностью их просмотра, регистрация действий технологического персонала;

- контроль состояния системы, архивация выбранного подмножества значений процесса с возможностью визуализации в виде графиков;
- разграничение прав пользователей.

Программное обеспечение сбора данных предназначено для получения данных об испытании АИ–25 (аналоговые и дискретные параметры работы двигателя, значения градуировочных коэффициентов, сообщения и видеоизображение испытания) и их записи во вторичную БД (на сервере БД).

Программное обеспечение сбора данных об испытании выполняет следующие функции:

- подключение к АРМу оператора, как к источнику данных испытания;
- анализ параметра состояния испытания ("испытание проводится"/испытание не проводится");
- выборку значений параметров с требуемой периодичностью; запись значений параметров в соответствующие таблицы ВтБД;
- выборку сообщений из архива источника; запись сообщений в базу данных сообщений;
- запись видеоизображения испытания (с видеосервера) в файл на сервере БД (запись может производиться как по значению параметра (состояния "испытание проводится", так и в ручном режиме);
- ведение журнала ошибок/сообщений.

Выборка данных об испытании и запись их во ВтБД производится при значении параметра состояния "испытание проводится".

Взаимосвязь данных во ВтБД параметров представлена на рис.7.11.

Приложение сбора данных запускается на АРМ оператора в автоматическом режиме. Приложение постоянно анализирует состояние испытания, и только в процессе выполнения испытания собирает данные.

Также приложение отслеживает потерю связи как с источником, так и с приемником данных.

Во время работы приложения ведется журнал, в который записываются все ошибки работы приложения, служебные сообщения и сообщения о запуске/останове приложения.

При формировании архивов для вычисления значений параметров в пределах интервала регистрации поддерживаются следующие алгоритмы: сумма, среднее значение, минимальное значение, максимальное значение и последнее значение.

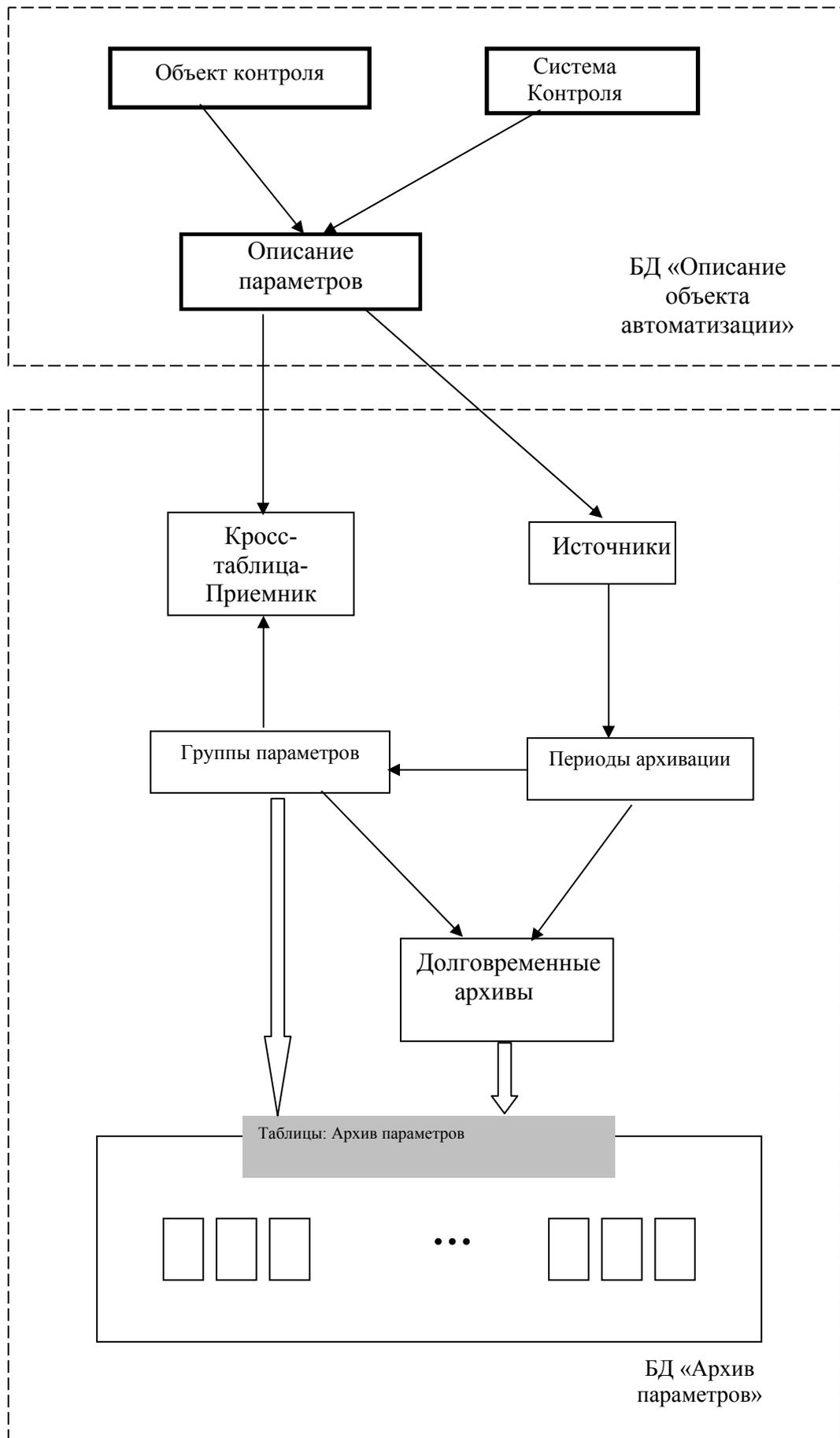


Рис.7.11 Схема взаимосвязи информации в архивной БД

ПО создания и поддержки информационной среды. Для создания, конфигурирования и сопровождения архива данных информационной среды при проведении испытаний созданы следующие программные компоненты:

приложение «Описание объекта автоматизации» (ООА);

приложение «Администрирование вторичной базы данных» (ВтБД);
базы данных» (ВтБД);

приложение «Кросс система параметров»;

приложение «Конструктор расчетных параметров»;

набор функций «Доступ к данным».

Список литературы к гл. 7

1. Адгамов, Р.И. Автоматизированные испытания в авиастроении / [Р.И. Адгамов и др.] - М.: Машиностроение, 1989.-232 с.

2. Кузьмичёв, Д.Д. Автоматизация экспериментальных исследований. / [Кузьмичёв Д.Д. и др.]. - М.: Наука, 1983.-393 с.

3. Автоматизация испытаний и контроля ГТД/ под ред. Г.П. Шибанова. - М.: Машиностроение, 1977.-280 с.

4. Компанец, В.К. Технические средства АСНИ ГТД на базе КАМАК и микро-ЭВМ: учеб. пособие / В.К. Компанец, О.П. Скобелев. – Куйбышев: КУАИ, 1983.-90 с.

5. Виттих, В.К. Системный анализ при проектировании АСНИ ГТД: учеб. пособие / [В.К. Виттих и др.] - Куйбышев: КУАИ, 1983.- 84 с.

6. Ступин, Ю.В. Методы автоматизации физических экспериментов и установок на основе ЭВМ/ Ю.В. Ступин. - М.: Энергоатомиздат, 1983. - 288 с.

7. Капчев, Р.Э. Измерительно-вычислительные комплексы/ Р.Э. Капчев. - Л.: Энергоатомиздат, 1988.-176 с.

8. Новиков, Ю.В. Разработка устройств сопряжения/ [Ю.В. Новиков и др]. - М.: ЭКОМ, 2002.- 235 с.

9. Гель, П. Как превратить персональный компьютер в измерительный комплекс / П. Гель. - М.: ДМК, 1999. - 134с.

10. Отраслевой стандарт ОСТ 101021. Стенды для испытаний авиационных ГТД в наземных условиях. Общие технические требования.

11. Рекомендации по межгосударственной стандартизации. РМГ62–2003. Государственная система обеспечения единства измерений. Обеспечение эффективности измерений при ограниченной исходной информации.- М.: Издательство стандартов, 2004.

ГЛАВА 8. ОПИСАНИЕ ЛАБОРАТОРНЫХ РАБОТ

Порядок проведения лабораторных работ

Все лабораторные работы проводятся в учебных лабораториях кафедры «Теория двигателей летательных аппаратов».

Предварительно до занятий студенты самостоятельно изучают соответствующие разделы практикума. Занятия начинаются с опроса студентов, при этом выявляется их готовность к выполнению работы.

Затем преподаватель проводит инструктаж студентов по технике безопасности. Преподаватель и студенты расписываются в журнале по технике безопасности.

Каждый студент обязан до начала лабораторной работы изучить руководство к ней и просмотреть соответствующие разделы в лекциях и рекомендуемой литературе. К работе допускаются студенты, уяснившие цель и задачи работы, изучившие методики проведения испытания, обработки результатов эксперимента.

Основные этапы лабораторных работ

1. Преподаватель знакомит студентов с экспериментальной установкой и системами измерений. Преподаватель распределяет студентов по рабочим местам.

2. Персонал учебной лаборатории запускает экспериментальную установку, изменяет режимы ее работы. Студенты при этом снимают показания соответствующих приборов, знакомятся с показаниями приборов на других рабочих местах. Графики зависимостей изменения параметров двигателя строятся на специальных бланках или на миллиметровках.

3. Далее под контролем преподавателя студенты выполняют обработку результатов измерений, анализируют полученные данные, строят необходимые зависимости и оформляют протокол лабораторной работы.

4. Отчет по работе предполагает представление правильно и аккуратно оформленных протокола и графиков изменения параметров. Кроме этого, необходимо ответить на 1...2 вопроса, задаваемых преподавателем. Примеры контрольных вопросов приведены в конце каждой лабораторной работы.

5. Студенты, не допущенные к выполнению лабораторной работы из-за плохой подготовки или пропустившие по болезни, должны выполнить ее с другой группой по разрешению преподавателя, ведущего в данные часы занятия при наличии свободных рабочих мест (максимально допустимое их число в бригаде не должно превышать 9).

8.1 Определение параметров газового потока в проточной части ТРД и анализ его термодинамического цикла. Дроссельные характеристики двигателя с регулируемым соплом (Лабораторная работа №1)

Цели данной лабораторной работы:

1. Практическое ознакомление с процессами, образующими термодинамический цикл турбореактивного двигателя (ТРД), взаимосвязанными с изменениями основных параметров (давление - p , температуры - T , скорости - C) газоздушного потока в проточной части двигателя.

2. Определение дроссельных характеристик двигателя с регулируемым соплом.

В лабораторной работе ставятся следующие *задачи*:

- измерение основных термодинамических параметров рабочего тела в характерных сечениях ТРД;
- обработка результатов измерений и расчет необходимых параметров;
- построение термодинамического цикла ТРД, построение зависимости изменения параметров рабочего тела вдоль проточной части двигателя;
- анализ термодинамического цикла ТРД;
- анализ дроссельной характеристики ТРД;
- анализ влияния на параметры, дроссельную характеристику и линию совместной работы изменения площади сопла.

Измерения на стенде

Схема препарирования двигателя ТС-12, его основные технические данные, а также система измерения приведены в разделе 5.1 главы 5 практикума.

Для определения параметров во всех точках цикла (характерных сечениях) необходимо выполнить измерения:

- статического давления;
- давления заторможенного потока;
- температуры заторможенного потока.

Измерение этих величин можно производить приемниками давления и термопарами.

Если срез открытого конца трубки установлен параллельно вектору скорости потока, то при величине диаметра отверстия менее 1 мм он не воспринимает кинетическую составляющую заторможенного давления, т.е. измеряет статическое давление p .

Для измерения температуры обычно в поток вводят чувствительный элемент (термометр сопротивления, термопары и др.). На поверхности элемента поток тормозится, поэтому датчик воспринимает температуру T^* .

Чтобы измерить статическую температуру, чувствительный элемент необходимо перемещать вместе с потоком для исключения действия кинетической составляющей его энергии. Чаще всего это невозможно, поэтому статическую температуру обычно рассчитывают с использованием газодинамических функций.

Температура на входе в двигатель $t_n = t_n^* = t_v^*$ Измеряется термометром сопротивления и вторичным прибором - логометром, шкала которого проградуирована в градусах Цельсия.

Температура воздуха за компрессором (t_k^*) измеряется хромель-копелевыми термопарами в двух точках с регистрацией термо-э.д.с. милливольтметром. Его шкала также проградуирована в градусах Цельсия.

Температура газа за турбиной (t_t^*) измеряется тремя хромель-алюмелевыми термопарами с регистрацией сигнала на милливольтметре. Его шкала также - в градусах Цельсия.

Особенностью замеров в сечениях К-К и Т-Т является окружная неравномерность температуры. Поэтому в этих сечениях устанавливают несколько приемников, а их показания при обработке осредняют.

В данной работе регистрация избыточных значений давлений заторможенного потока во всех сечениях К и Т осуществляется манометрами. Они сравнивают измеряемое давление с давлением окружающей среды, т.е. показывают на сколько оно больше атмосферного.

Избыточное давление определяется по измеренной водным пьезометром разности между заторможенным и статическим давлением:

$$\Delta p = p^* - p.$$

В сечении В-В статическое давление незначительно меньше атмосферного, поэтому для этого замера используется наиболее чувствительный - водяной пьезометр.

В процессе замера со шкалы прибора считывают величины a и b :

$$(a+b) = H).$$

Давление находится как разность

$$p_v = p_n - \rho_{вод} g H,$$

где $\rho_{вод}$ - плотность воды, g - ускорение свободного падения

$$(g = 9,81 \text{ м/с}^2).$$

Для манометра $p_i = p_n + z \delta$,

где z - замер в делениях, δ - цена деления.

Атмосферное давление измеряется барометром-анероидом.

В измерительной аппаратуре используется большое количество разнообразных единиц, но в расчетах следует использовать только систему СИ, в ней давление измеряется Паскалями (ньютон/м²).

Значение заторможенных температур определяется в системе СИ:

$$T_i^* = (t_i^* + 273,16), \text{ К.}$$

Испытание двигателя и измерение основных параметров при изменении площади сопла

Перед испытанием на двигателе монтируется другое сопло с площадью выходного сечения, равной $F_C = 0,0164 \text{ м}^2$, (в предыдущем испытании в работе, по определению параметров рабочего цикла, площадь сопла $F_C=0,0144 \text{ м}^2$).

Рабочими местами при проведении испытания двигателя являются:

- пульт управления;
- щит для измерения температур и давлений t_B^* , t_T^* и Δp_K^* ;
- пьезометрический щит. Измеряется перепад давлений Δp_B .

После запуска двигателя и его выдержки для прогрева по общему сигналу производят замеры на установившихся режимах работы двигателя. О выполнении измерения сигнализируется на пульт управления при помощи включения сигнальной лампы тумблером, расположенным на рабочем месте.

Обработка результатов измерений

Пульт управления

Тяга двигателя (в Н) определяется по формуле $P = P' \cdot 9.81$,
где P' – тяга в кгс.

Частота вращения ротора измеряется непосредственно в 1/мин. Полученные значения частоты вращения и тяги приводятся к САУ.

Часовой расход топлива определяется по давлению топлива перед форсунками с помощью градуировочной зависимости, представленной на рис.5.1 в гл.5 практикума.

Определяется удельный расход топлива (в кг/Нч):

$$C_{уд} = \frac{G_{м.ч}}{P},$$

а также значения часового и удельного расходов топлива приводятся к САУ.

Щит измерения температур

Первичная обработка - осреднение и определение значений температур перед компрессором и за турбиной в градусах Кельвина:

$$T_B^* = t_B^* + 273;$$
$$T_T^* = \frac{t_{T1}^* + t_{T2}^* + t_{T3}^*}{3} + 273.$$

Вторичная обработка - приведение полученных абсолютных температур к САУ.

Щит измерения давлений

Первичная обработка - определение абсолютного значения давления за компрессором по формуле

$$p_K^* = p_H + \Delta \cdot p_K^*$$

где p_H - атмосферное давление в соответствующей размерности. Значения давлений (в том числе перепад давлений Δp_B) должны быть пересчитаны в Па. Для этого используются следующие соотношения:

$$1 \text{ кгс/см}^2 = 0,981 \cdot 10^5 \text{ Па}; \quad 1 \text{ мм вод.ст.} = 9,81 \text{ Па}; \quad 1 \text{ мм рт.ст.} = 133,36 \text{ Па}.$$

Полученные после обработки результаты измерений давлений и температуры дают возможность провести *вторичную обработку* и вычислить следующие параметры.

а) Степень повышения давления в компрессоре

$$\pi_K^* = \frac{p_K^*}{p_B^*}.$$

Так как потери полного давления на входе в двигатель незначительны, то принимается $p_B^* = p_H$.

б) Расход воздуха через двигатель.

Вычисляется отношение $\frac{\Delta p_B}{p_B^*}$, по величине которого с помощью зависимости, представленной на рис.5.2 в гл.5 пособия, определяется приведенный секундный расход воздуха $G_{в.пр.}$

Содержание обязательного задания

1. По определению параметров рабочего цикла. Двигатель испытывается на 4 режимах. Каждый режим обрабатывают 2-3 студента. Они проводят расчет всех параметров потока в характерных сечениях двигателя (см. приложение 1 и методику расчета необходимых параметров в главе 1 пособия.)

По полученным данным строят:

- реальный термодинамический цикл (приложение 2.).
- изменение параметров потока вдоль газоздушного тракта двигателя (см. приложение 2).

Процессы сжатия и расширения строятся не только по измеренным в характерных сечениях величинам, но и по рассчитанным в промежуточных точках.

Дополнительные задания

- Рассчитать и построить не только реальный, но и идеальный цикл.
- Провести анализ потерь энергии в основных узлах двигателя.

2. Построение линии совместной работы и дроссельной характеристики при различных значениях площади сопла F_c .

По обработанным результатам, полученным при двух испытаниях двигателя с выходными соплами, имеющими разное значение площади выходного сечения, необходимо построить две линии совместной работы.

На графике дроссельной характеристики строятся зависимости тяги $P_{\text{пр}}$, удельного расхода топлива $C_{\text{уд.пр}}$, температуры газа за турбиной $T_{\text{т.пр}}^*$ расход воздуха $G_{\text{в.пр}}$ часового расхода топлива $G_{\text{т.пр}}$ в функции от частоты вращения ротора $n_{\text{пр}}$, полученные в результате данной и предыдущей лабораторных работ.

Преподаватель может выдать и другие задания и при необходимости изменить его формулировку в зависимости от конкретной цели работы, которая должна быть достигнута в данной группе.

Вопросы

1. Какие термодинамические процессы происходят в узлах ТРД?
2. Каковы основные этапы преобразования энергии в ТРД?
3. Где и как теряется энергия в процессе ее преобразования в ТРД?
4. Как изменяются параметры потока в основных узлах ТРД (входное устройство, компрессор, камера сгорания, турбина, сопло)?
5. Чем отличаются реальные процессы в основных узлах двигателя от идеальных?
6. Что такое газодинамические функции (ГДФ) и как они могут быть использованы в расчетах?
7. Какова схема расчета параметров потока в характерных сечениях двигателя? Необходимые замеры в этих сечениях?
8. Как можно определить температуру газа перед турбиной?
9. В каком сечении рабочее тело имеет максимальный запас полной энергии?
10. В каком сечении поток имеет максимальную скорость движения?
11. Какие параметры газового потока могут быть измерены на стенде?
12. Какие приемники и датчики применяются при этих измерениях?
13. Что такое заторможенные и статические параметры?
14. Каковы правила техники безопасности при проведении испытаний двигателя на стенде?
15. Проанализируйте, как изменяются положение линии совместной работы на характеристике компрессора и запасы устойчивой работы ΔK_y с увеличением площади сечения $F_{\text{сф}}$ в системе одновального ТРД при $n = \text{const}$?

16. Проанализируйте, как изменяются величины температуры $T_{г}^*$, $T_{т}^*$, давления $p_{к}^*$, расхода топлива $G_{т}$ и тяги P с увеличением площади сечения $F_{с_{кр}}$ в системе одновального ТРД при $n = \text{const}$?

17. Что представляет собой линия совместной работы и от каких факторов она зависит?

18. Как отличаются линии совместной работы, построенные по результатам испытания зимой и летом?

19. Сформулируйте, что представляют собой подобные режимы работы? На подобных режимах при изменении внешних условий ($p_{н}; T_{н}$) какие параметры двигателя изменяются, а какие сохраняются неизменными?

Список литературы к гл. 8

1. Кулагин, В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: учебник / В.В. Кулагин. – М.: Машиностроение, 2002. – 616с.

2. Кузьмичев, В.С. Экспериментальное изучение рабочего процесса ТРД: метод. указ. / В.С. Кузьмичев, В.Г. Маслов, В.Р. Стуканов. – Куйбышев: КуАИ, 1989. – 20с.

3. Ковылов, Ю. Л. Определение параметров газового потока в тракте ТРД и анализ его термодинамического цикла: метод. указ. / Ю. Л. Ковылов, А.Н. Первышин. - Куйбышев: КуАИ, 1987. – 25с.

8.2. Совместная работа узлов одновального ТРД и его характеристики (Лабораторная работа №2)

Цели лабораторной работы:

1. Закрепление и углубление знаний, полученных студентами при изучении совместной работы узлов и характеристик ТРД с нерегулируемыми проходными сечениями (главы 10, 11, 12 учебника [1]).
2. Практическое знакомство с порядком выполнения работ, проводимых при экспериментальном определении дроссельной характеристики ТРД.
3. Знакомство с обработкой результатов эксперимента, построением линии совместной работы и дроссельной характеристики ТРД.

Порядок проведения лабораторной работы

1. Проверка готовности студентов к выполнению лабораторной работы. При домашней подготовке к лабораторной работе рекомендуется пользоваться учебником [1].
2. Знакомство с объектом исследования ТРД ТС-12; распределение по рабочим местам.
3. Проведение испытания одновального ТРД с измерением основных параметров.
4. Обработка результатов испытания, оформление протокола, построение графиков.
5. Письменный анализ результатов испытания и сдача лабораторной работы преподавателю.

Краткое описание двигателя – объекта испытания

Турбореактивный одновальный двигатель ТС-12 выполнен для учебных целей на базе вспомогательной силовой установки (турбостартера) турбовинтового двигателя НК-12МВ. (см. раздел 5.1. лабораторного практикума).

Необходимые для выполнения лабораторной работы параметры измеряются соответствующими приборами и измерительными системами.

Испытание двигателя, измерение основных параметров

Испытание двигателя производится в боксе учебной лаборатории. Двигатель установлен на испытательном станке. К нему подведены системы питания и измерений. Вторичные приборы систем измерений установлены на стенде.

Рабочими местами при испытании являются следующие.

1. *Пульт управления.* Измерение частоты вращения ротора, давления топлива перед форсунками и тяги.

2. *Щит измерения температур и давлений.* Измеряются температуры и давление:

$t_{\text{В}}^*$ - перед компрессором;

$t_{\text{Т}}^*$ - за турбиной;

$\Delta p_{\text{К}}^*$ - избыточное давление за компрессором.

3. *Пьезометрический щит.* Измеряется перепад давлений:

$\Delta p_{\text{В}}$ - между заторможенным и статическим давлениями в сечении лемнискатного насадка.

После запуска двигателя и его выдержки (для стабилизации параметров) по общему сигналу производят измерения на четырех установившихся режимах работы двигателя. О выполнении измерения студент сигнализирует на пульт управления при помощи включения сигнальной лампы тумблером, расположенным на каждом рабочем месте.

Схема проточной части ТРД ТС-12 в компоновке с лемнискатным мерным насадком на входе и схема препарирования показаны на рис.5.4, гл.5.

В характерных сечениях ТРД измеряются перепады давлений по сравнению с атмосферным давлением: $\Delta p_{\text{В}}$ – пьезометром, $\Delta p_{\text{К}}^*$ - манометром.

Измерение температур торможения производится термопарами и термометрами сопротивления.

При помощи силоизмерительного устройства измеряется тяга, развиваемая двигателем.

Частота вращения фиксируется стендовым тахометром ТСФУ1-4. Расход топлива определяется по измерениям давления топлива перед форсунками. Производится еще ряд дополнительных измерений, которые необходимы для контроля за работой двигателя.

Обработка результатов измерений

Обработку результатов испытания целесообразно делить на первичную и вторичную.

Первичная обработка включает осреднение параметров и перевод из различных систем измерения в систему СИ. Так, например, при измерении давления в мм рт. ст. (мм вод. ст.) необходим перевод в Па. Кроме того, осуществляется перевод избыточных перепадов в абсолютные значения давления.

Вторичная обработка включает приведение параметров к стандартным атмосферным условиям (САУ), а также определение некоторых параметров, например расхода воздуха, по результатам замеров.

Рассмотрим порядок проведения первичной и вторичной обработки для различных рабочих мест.

Пульт управления

Первичная обработка результатов измерений на данном рабочем месте сводится к пересчету значений тяги из технической системы единиц Р' [кгс] в систему СИ [Н] :

$$P = P' \cdot 9,81 \text{ м/с}.$$

Частота вращения ротора измеряется непосредственно в об/мин.

Полученные значения частоты вращения и тяги приводятся к стандартным атмосферным условиям, что и является *вторичной обработкой*.

Часовой расход топлива определяется по давлению топлива перед форсунками с помощью градуировочной зависимости (рис.5.1 в гл.5).

Вторичная обработка результатов измерения расхода топлива заключается в вычислении удельного расхода топлива в ($\frac{\text{кг}}{\text{Нч}}$):

$$C_{\text{уд}} = \frac{G_{\text{мч}}}{P},$$

а также в приведении значений часового и удельного расхода топлива к САУ.

Щит измерения температур

Первичная обработка - осреднение и определение значений температур перед компрессором и за турбиной в градусах Кельвина:

$$T_{\text{в}}^* = t_{\text{в}}^* + 273;$$

$$T_{\text{т}}^* = \frac{t_{\text{т1}}^* + t_{\text{т2}}^* + t_{\text{т3}}^*}{3} + 273.$$

Вторичная обработка - приведение полученных абсолютных температур к стандартным атмосферным условиям.

Щит измерения давлений

Первичная обработка - определение абсолютного значения давления по формуле

$$p_{\text{к}}^* = p_{\text{н}} + \Delta p_{\text{к}}^*,$$

где $p_{\text{н}}$ - атмосферное давление в соответствующей размерности.

Значения давлений (в том числе перепад давлений $\Delta p_{\text{в}}$) должны быть пересчитаны в Па. Для этого используются следующие соотношения:

$$1 \text{ кгс/см}^2 = 0,981 \cdot 10^5 \text{ Па}; \quad 1 \text{ мм вод.ст} = 9,81 \text{ Па}; \quad 1 \text{ мм рт.ст.} = 133,36 \text{ Па}.$$

Полученные после первичной обработки результаты измерений давлений дают возможность провести *вторичную обработку* и вычислить следующие параметры.

а) Степень повышения давления в компрессоре

$$\pi_K^* = \frac{P_K^*}{P_B^*}.$$

Так как потери полного давления на входе в двигатель незначительны, то принимается $P_B^* = P_H$.

б) Расход воздуха через двигатель.

Вычисляется отношение $\frac{\Delta p_B}{P_B^*}$, по величине которого с помощью зависимости, представленной на рис.5.2 в гл 5, определяется приведенный расход воздуха $G_{B,пр}$.

Построение линии совместной работы и дроссельной характеристики

В данной лабораторной работе необходимо построить график линии совместной работы. Для этого используются полученные экспериментальные значения степени повышения давления в компрессоре π_K^* и приведенного расхода воздуха $G_{B,пр}$.

Необходимо также построить зависимости тяги $P_{пр}$, удельного расхода топлива $C_{уд,пр}$, температуры газа за турбиной $T_{т,пр}^*$, расхода воздуха $G_{B,пр}$, часового расхода топлива $G_{m,пр}$ в функции от частоты вращения ротора двигателя $n_{пр}$.

Графики строятся на миллиметровке, формат 210×297, простым карандашом, при помощи линейки и лекал.

Анализ результатов испытания

В заключение необходимо проанализировать результаты испытания и сделать выводы из проделанной работы, касающиеся совместной работы узлов и дроссельной характеристики одновального ТРД. При этом используются данные, полученные при изучении курса лекций по теории ВРД (см. также гл. 2 предлагаемого лабораторного практикума и выводы из глав 11 и 12 учебника [1]).

Анализ результатов испытания и основные выводы по работе студент выполняет самостоятельно, в произвольной форме, достаточно тщательно излагает на четвертой странице протокола.

Список литературы к разделу 8.2

1. Кулагин, В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: учебник / В.В. Кулагин. – М.: Машиностроение, 2002. – 616с.

Вопросы

1. Как изменяются величины T_T^* , p_K^* , G_V и P с увеличением частоты вращения ротора (по дроссельной характеристике) и почему?
2. Что представляет собой линия совместной работы и от каких факторов она зависит?
3. Как отличаются линии совместной работы, построенные по результатам испытания зимой и летом?
4. Сформулируйте, что представляют собой подобные режимы работы? На подобных режимах при изменении внешних условий (p_H ; T_H) какие параметры двигателя изменяются, а какие сохраняются неизменными?
5. Что представляют собой приведенные параметры? Можно ли их замерить? Как они ведут себя при изменении внешних условий (p_H ; T_H), если режимы работы двигателя подобны?
6. Как отличается функция $P_{пр} = f(n_{пр})$, полученная по результатам испытания зимой, от такой же функции, полученной по результатам испытания летом (она выше или ниже)?
7. Что представляют собой формулы приведения? Напишите их для температуры, давления газа, тяги и частоты вращения.
8. Как отличается функция $P = f(n)$, полученная по результатам испытания зимой, от такой же функции, полученной летом при $p_H = \text{const}$ (она выше или ниже)? Докажите это.
9. Почему отношение $\Delta p_V / p_V^*$ однозначно определяет приведенный расход воздуха $G_{V. пр}$?

8.3 Совместная работа узлов одновального ТВД и его характеристики (Лабораторная работа № 3)

Цели лабораторной работы:

1. Закрепление и углубление теоретических знаний, полученных при изучении совместной работы узлов выполненного ТВД и его характеристик (глава 14 учебника [1]).
2. Построение линий совместной работы и характеристик ТВД при двух различных углах установки реостата загрузки генератора (что соответствует двум различным углам установки лопастей воздушного винта φ_B).
3. Получение навыков самостоятельного анализа результатов экспериментальных исследований.

Испытание двигателя, измерение основных параметров

Схема экспериментальной установки и схема препарированного двигателя ДГ-4М изображены на рис. 5.5, 5.7 в главе 5 практикума.

Рабочими местами при испытании являются следующие: пульт управления, щит измерения температур и давлений, пьезометрический щит.

Пульт управления. Здесь производятся измерения:

частоты вращения; давления топлива; электрической мощности генератора С-75.

Щит температур и давлений. Измеряются: температура газов в сечениях перед компрессором t^*_B и за турбиной t^*_T ; давление за компрессором p^*_K .

Пьезометрический щит. Измеряется перепад между полным и статическим давлением в сечении на входе в компрессор: $\Delta p = p^*_B - p_B \approx p_H - p_B$.

В соответствии с распределением по рабочим местам студенты участвуют в испытании и производят обработку полученных результатов.

На заключительной стадии работы производится обмен основными результатами полученных измерений, которые необходимы для построения графиков.

В процессе испытания двигателя необходимо снять характеристики при двух различных углах установки реостата загрузки генератора (что соответствует двум различным углам установки лопастей воздушного винта). Каждая дроссельная характеристика определяется для 4 значений частоты вращения: 1,0; 0,95; 0,9 и 0,8 \bar{n} .

Обработка результатов измерений

Как и в предыдущих работах, различают первичную и вторичную обработку результатов испытания.

Рассмотрим порядок проведения первичной обработки для различных рабочих мест.

Пульт управления

Расход топлива G_m и приведенный секундный расход воздуха определяются по градуировочным графикам на рис. 5.8 гл.5 практикума.

Мощность N_e , измеренная ваттметром по электрическим параметрам генератора С-75, определяется (в кВт) по формуле

$$N_e = 0,7355 \frac{W}{\eta_{\Gamma}},$$

где W – мощность генератора, дел. ваттметра,
 η_{Γ} – КПД генератора ($\eta_{\Gamma} = 0,9$).

Щит температур и давлений

Измеренные три значения температуры осредняют и производят перевод из °С в К:

$$T_{\Gamma}^* = \frac{t_{\Gamma_1}^* + t_{\Gamma_2}^* + t_{\Gamma_3}^*}{3} + 273;$$

Измеренное по манометру в делениях шкалы Z избыточное давление Δp_{κ}^* переводят в Па: $\Delta p_{\kappa}^* = Z \cdot 3,93 \cdot 10^3$.

Абсолютное давление $p_{\kappa}^* = p_H - \Delta p_{\kappa}^*$,

где $p_H = B_0 \cdot 133,332$ Па (B_0 – барометрическое давление в мм рт. ст.).

Степень повышения давления в компрессоре $\pi_{\kappa}^* = \frac{p_{\kappa}^*}{p_B^*}$, где $p_B^* = p_H$.

Пьезометрический щит

Определяют отношение $\frac{\Delta p_B}{p_B^*}$, по величине которого с помощью графика

$G_{B,пр} = f\left(\frac{\Delta p_B}{p_B^*}\right)$, представленного на рис.5.8.а в разделе 5.2, гл 5, определяют

приведенный секундный расход воздуха.

Вторичная обработка результатов измерений заключается в приведении параметров к САУ.

Измеренные параметры и результаты их первичной и вторичной обработки должны быть представлены в протоколе лабораторной работы. Образец оформления лабораторной работы прилагается.

Построение линии совместной работы и характеристик ТВД

Линии совместной работы строятся на основе полученных из эксперимента значений π_k^* и $G_{в.пр.}$. На графике строятся приведенные к САУ зависимости мощности $N_{е.пр.}$, часового расхода топлива $G_{т.пр.}$, температуры газа за турбиной $T_{т.пр.}^*$, расхода воздуха $G_{в.пр.}$ и степени повышения давления в компрессоре π_k^* в функции относительной частоты вращения ротора двигателя $\bar{n}_{пр}$ при двух различных углах установки реостата загрузки генератора (что соответствует двум углам установки воздушного винта φ_B).

Графики строятся на миллиметровке, формат 210×297 , простым карандашом, с помощью линейки и лекал.

Анализ результатов испытания

Используя знания, полученные при изучении курса лекций по теории ВРД, необходимо самостоятельно проанализировать результаты испытания и сделать выводы из проделанной работы (см. также гл. 2 лабораторного практикума и выводы по гл. 14 учебника [1]). Анализ результатов и формулировка основных выводов являются центральным местом лабораторной работы.

Этот раздел выполняется в произвольной форме и достаточно тщательно. Целесообразно особенности совместной работы узлов одновального ТВД сравнить с особенностями совместной работы узлов двигателей других типов и схем, в частности, с особенностями ТРД с регулируемым соплом.

Список литературы к разделу 8.3

1. Кулагин, В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок.: учебник. / В.В. Кулагин.– М.: Машиностроение, 2002. – 616с.

Вопросы

1. Проанализируйте, как изменяются положение линии совместной работы на характеристике компрессора и запасы устойчивой работы ΔK_y с уменьшением угла установки лопастей винта φ_B в системе одновального ТВД при $n = \text{const}$?

2. Проанализируйте, как изменяются величины температуры $T_{г.}^*$, $T_{т.}^*$, давления p_k^* , расхода топлива G_T и мощности N_e с уменьшением угла установки лопастей винта φ_B в системе одновального ТВД при $n = \text{const}$?

3. Что представляет собой линия совместной работы и от каких факторов она зависит?

4. Как отличаются линии совместной работы, построенные по результатам испытания зимой и летом?

5. Сформулируйте, что представляют собой подобные режимы работы? На подобных режимах при изменении внешних условий (p_H ; T_H) какие параметры двигателя изменяются, а какие сохраняются неизменными?

6. Что представляют собой приведенные параметры? Можно ли их измерить? Как они ведут себя при изменении внешних условий (p_H ; T_H), если режимы работы двигателя подобны?

7. Как отличается функция $N_{пр} = f(n_{пр})$, полученная по результатам испытания зимой, от такой же функции, полученной по результатам испытания летом (она выше или ниже)? Докажите это.

8. Что представляют собой формулы приведения? Напишите их для температуры, давления газа, мощности и частоты вращения.

9. Как отличается функция $N = f(n)$, полученная по результатам испытания зимой, от такой же функции, полученной летом при $p_H = \text{const}$ (она выше или ниже)? Докажите это.

10. По заданной функции $N_{пр} = f(n_{пр})$ как определить соответствующие функции $N = f(n)$ для зимних ($T_H = 250 \text{ K}$) и летних ($T_H = 300 \text{ K}$) условий при $p_H = 101325 \text{ Па}$?

11. Почему отношение $\Delta p_v / p_v^*$ однозначно определяет приведенный расход воздуха $G_{в. пр}$?

12. Как изменяются величины T_t^* , p_k^* , G_v и Ne с увеличением частоты вращения ротора (по дроссельной характеристике) и почему?

8.4. Совместная работа узлов двухвального ТРДД и его характеристики (Лабораторная работа № 4)

Цели лабораторной работы:

1. Закрепление и углубление теоретических знаний, полученных при изучении совместной работы узлов выполненного ТРДД с нерегулируемыми проходными сечениями и его характеристик (главы 10, 11, 12 учебника [1]).

2. Практическое знакомство с выполнением работ, проводимых при определении дроссельной характеристики ТРДД с автоматизацией измерения параметров и обработки результатов испытаний.

3. Развитие навыков самостоятельного анализа результатов экспериментальных исследований ТРДД.

Испытание двигателя, измерение параметров и обработка результатов измерений

При определении дроссельной характеристики ТРДД АИ-25 в данной лабораторной работе параметры двигателя определяются на четырех режимах:

Регистрация параметров при испытании двигателя производится визуально с помощью системы измерения на стенде или с помощью автоматизированной системы испытаний (АСИ), которая позволяет определять следующие параметры двигателя:

давление и температуру воздуха в испытательном боксе p_H, T_H ;

перепад между заторможенным и статическим давлением на входе в двигатель Δp_B ;

заторможенные давления и температуры воздуха за вентилятором $p_{КП}^*, T_{КП}^*$ и за компрессором высокого давления p_K^*, T_K^* ;

заторможенное давление и температуру газа за турбиной p_T^*, T_T^* ;

заторможенное давление на срезе сопла внутреннего контура $p_{С1}^*$;

частоты вращения роторов низкого и высокого давлений $n_{нд}$ и $n_{вд}$;

расход топлива в секунду G_m ;

тягу двигателя P .

По полученным значениям указанных параметров рассчитываются следующие величины.

1. Расход воздуха через двигатель

$$G_{B\Sigma} = \frac{0,0405 \sigma_{ВХ} F_B p_H q(\lambda_B)}{\sqrt{T_H}},$$

где $F_B = 0,225 \text{ м}^2$ – площадь сечения лемнискатного насадка;

σ_{BX} – коэффициент восстановления полного давления в лемнискатном насадке ($\sigma_{BX} = 0,995$);

p_H – атмосферное давление;

T_H – температура воздуха в испытательном боксе;

$q(\lambda_B)$ – газодинамическая функция. Ее значение определяется с помощью таблиц газодинамических функций для воздуха по величине

$$\pi(\lambda_B) = \frac{p_B}{\sigma_{BX} p_H}.$$

2. Расход воздуха через второй контур

$$G_{BII} = \frac{0,0405 \mu_{CII} F_{CII} p_{CII}^* q(\lambda_{CII})}{\sqrt{T_{KII}^*}},$$

где F_{CII} – площадь выходного сечения реактивного сопла второго контура ($F_{CII} = 0,0904 \text{ м}^2$);

μ_{CII} – коэффициент расхода сопла второго контура ($\mu_{CII} = 0,985$);

$q(\lambda_{CII})$ – газодинамическая функция. Ее значение определяется с помощью таблиц газодинамических функций для воздуха по величине

$$\pi(\lambda_{CII}) = \frac{p_{CII}}{p_{CII}^*}.$$

3. Рассчитываются:

- расход воздуха через первый контур $G_{BI} = G_{B\Sigma} - G_{BII}$;

- степень двухконтурности m ;

- степень повышения давления в вентиляторе π_B^* ;

- степень повышения давления в компрессоре высокого давления $\pi_{КВД}^*$;

- скольжение роторов $n_{ВД} / n_{НД}$;

- удельный расход топлива $C_{уд}$;

- некоторые другие параметры.

Далее основные параметры двигателя приводятся к САУ. После проведения эксперимента и обработки результатов измерений проводится анализ результатов.

Для анализа закономерностей расположения линий совместной работы на характеристиках компрессоров низкого давления (вентилятора) и высокого давления необходимо рассчитать на каждом режиме величины:

$$\bar{\pi}_{КНД}^* = \frac{\pi_{КНД}^*}{\pi_{КНД \text{ ном}}^*}, \bar{\pi}_{КВД}^* = \frac{\pi_{КВД}^*}{\pi_{КВД \text{ ном}}^*}, \bar{G}_{B \Sigma \text{ ПР}} = \frac{G_{B \Sigma \text{ ПР}}}{G_{B \Sigma \text{ ПР. ном}}}, \bar{G}_{BI \text{ ПР.ВВД}} = \frac{G_{BI \text{ ПР.ВВД}}}{G_{BI \text{ ПР.ВВД ном}}},$$

где параметры с индексом "ном" соответствуют параметрам, определенным при $n_{ВД} = 94.2\%$.

Построение линий совместной работы и дроссельной характеристики

В данной лабораторной работе необходимо построить линии совместной работы узлов на характеристиках компрессоров низкого и высокого давления. Эти линии совместной работы строятся в относительных координатах $\bar{\pi}_K^* = f(\bar{G}_{В.ПР})$, на одном рисунке, в едином масштабе так, чтобы обе кривые пересекались в одной точке с координатами $\bar{\pi}_K^* = 1$, $\bar{G}_{В.ПР} = 1$.

На графике дроссельной характеристики строятся зависимости тяги $P_{ПР}$, удельного расхода топлива $C_{уд.ПР}$, суммарного расхода воздуха $G_{В\Sigma}$, степени двухконтурности m , скольжения роторов $n_{ВД}/n_{НД}$ от частоты вращения каскада высокого давления $n_{ВД.ПР}$.

Графики отроятся на миллиметровой бумаге формата 210×297 простым карандашом. Экспериментальные точки выделяются условными значками.

Анализ результатов испытания и основные выводы

В заключение необходимо проанализировать и объяснить результаты, полученные при испытании двигателя, а также сделать выводы из проделанной работы, касающиеся совместной работы узлов и дроссельной характеристики двухвального ТРДД. При этом используются данные, полученные при изучении курса теории ВРД (главы 10, 11 и 12 учебника [1]). Особое внимание необходимо уделить анализу изменения степени двухконтурности m и скольжения роторов $n_{ВД}/n_{НД}$ на дроссельной характеристике, а также анализу особенностей расположения линий совместной работы на характеристиках компрессоров низкого и высокого давлений.

В выводах должны быть описаны основные закономерности совместной работы узлов и дроссельной характеристики ТРДД, полученные при выполнении данной лабораторной работы.

Анализ результатов испытания и основные выводы являются центральным местом работы. Этот раздел студенты выполняют самостоятельно, в произвольной форме, достаточно тщательно и излагают в обороте протокола испытания.

Список литературы к разделу 8.4

1. Кулагин, В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: учебник / В.В. Кулагин. – М.: Машиностроение, 2002. – 616с.

8.5 Экспериментальное определение нормальных значений параметров турбовинтового двигателя (Лабораторная работа № 5)

Цель работы – практическое овладение методикой определения нормальных значений параметров одновального ТВД путем испытания на режимах, подобных его работе в стандартных атмосферных условиях.

Исходя из указанной цели, в работе ставятся *следующие задачи*:

1. Овладение методикой экспериментального определения дроссельной характеристики ТВД.
2. Освоение одной из методик экспериментального определения нормальных значений параметров ТВД.
3. Изучение методов расчета температуры газа перед турбиной ТВД по результатам испытаний.
4. Приобретение практических навыков проведения стендовых испытаний ТВД с электрическим тормозом.

Лабораторная работа выполняется в следующей последовательности:

1. Снятие экспериментальной дроссельной характеристики ТВД.
2. Обработка результатов эксперимента, приведение параметров двигателя к стандартным атмосферным условиям (САУ) и построение стендовой дроссельной характеристики ТВД.
3. Определение нормальных значений параметров ТВД на взлетном, максимальном продолжительном и крейсерском режимах работы.
4. Расчет нормальных значений температуры газа перед турбиной ТВД по результатам испытания.

Порядок проведения испытания

1. Осуществляется запуск двигателя. Указанные операции, а также перевод на нужный режим работы и выключение двигателя выполняются штатным персоналом лаборатории. Во время прогрева двигателя каждый студент производит оценку деления шкал приборов и практикуется в измерении параметров ТВД на различных рабочих местах по указанию преподавателя.

2. Двигатель выводится на первый крейсерский режим работы $N_B = N_{B\text{кр}1}$ при частоте вращения ротора

$$n = \frac{n_{\text{норм}}}{\sqrt{\frac{T_H}{288,16}}}; \left(\bar{n} = \sqrt{\frac{T_H}{288,16}} 100 [\%] \right),$$

где $n_{\text{норм}}$ – нормальное значение частоты вращения ротора, заданное в ТУ на двигатель ($n_{\text{норм}} = 462,5 \text{ с}^{-1}$ для всех режимов работы),

$T_{\text{н}}$ — фактическая температура воздуха на входе в двигатель в момент испытания.

3. После подачи оператором звукового сигнала (звонка) каждый студент производит измерение закрепленного за ним параметра двигателя и запись результатов в бланк замеров. Об окончании регистрации он сообщает на пульт управления включением на 5...8 с тумблера "Измерение завершено" на своем рабочем месте.

На каждом режиме студентами проводится измерение всех перечисленных в разд. 5 параметров.

4. Двигатель выводится на следующий режим работы и повторяется выполнение операций, перечисленных в п. 3.

В данной лабораторной работе испытание ТВД проводится на четырех режимах: взлетном, максимальном продолжительном и двух крейсерских.

Первичная обработка результатов измерений

Обработка результатов измерений проводится в следующей последовательности:

1. Определяется абсолютное значение частоты вращения

$$n = n_{\text{норм}} \frac{\bar{n}}{100},$$

где \bar{n} — относительная частота вращения ротора в %, а

$$n_{\text{норм}} = 462,5 \text{ с}^{-1} = 27750 \text{ м}^{-1}.$$

2. Вычисляются абсолютные температуры торможения в характерных сечениях:

$$T_i^* = t_i^* + 273,15 \text{ К},$$

где t_i^* — измеренное значение температуры в °С.

3. Находится приведенный расход воздуха через двигатель

$$G_{\text{в пр}} = K_1 q(\lambda_{\text{в}}) = K_2 \pi(\lambda_{\text{в}}).$$

Здесь K_1 и K_2 — постоянные величины, а $q(\lambda_{\text{в}})$ и $\pi(\lambda_{\text{в}})$ — газодинамические функции приведенной скорости $\lambda_{\text{в}}$, так как

$$G_{\text{в}} = m F_{\text{в}} q(\lambda_{\text{в}}) \frac{p_{\text{в}}^*}{\sqrt{T_{\text{в}}^*}}, \quad \text{где } m = 40,4.$$

Учитывая, что

$$\pi(\lambda_B) = \frac{p_B}{p_B^*} = \frac{p_H - \Delta p_B}{p_H} = 1 - \frac{\Delta p_B}{p_H},$$

можно записать

$$G_{Bпр} = f\left(\frac{\Delta p_B}{p_H}\right),$$

где Δp_B — перепад между давлениями торможения и статическим на входе в компрессор.

Зависимость для двигателя ДГ-4М, позволяющая определять $G_{Bпр}$ по отношению $\frac{\Delta p_B}{p_H}$, приведена на рис.5.8, а в разделе 5.1 практикума. При

расчете безразмерной величины $\frac{\Delta p_B}{p_H}$ следует пользоваться соотношением между единицами давления 1 мм рт. ст. = 13,6 мм вод. ст.

4. Определяется расход топлива:

$$G_m = \frac{V_{ш}\rho_m}{\tau}, \frac{\text{кг}}{\text{с}}, \quad G_{mч} = \frac{3600V_{ш}\rho_m}{\tau}, \frac{\text{кг}}{\text{ч}},$$

где $V_{ш}$ — мерный объем штихпробера ($V_{ш} = 1,14 \cdot 10^{-3} \text{ м}^3$);

ρ_m — плотность топлива в $\text{кг}/\text{м}^3$;

τ — время выработки мерного объема штихпробера, с.

Плотность топлива ρ_m измеряется денсиметром, или определяется по зависимости: $\rho_m = 790 - 0,7t_m$, где t_m — температура топлива, принимается равной минимальному за время эксперимента измеренному значению температуры t_B .

Расход топлива $G_{mч}$ можно также определить по градуировочной зависимости (см. рис. 5.8,б в разделе 5.1 гл.5 практикума) с помощью измеренных значений давления топлива перед форсункой p_m .

5. Рассчитывается крутящий момент на валу винта:

$$M_{кр} = Fl,$$

где F — сила, возникающая на статоре тормозного устройства;

l — плечо действия силы ($l = 0,3335 \text{ м}$).

Величина силы F (в кН) определяется с помощью градуировочного графика (рис.8.1) по значению частоты сигнала f в кГц, снимаемого с вибрационно-частотного первичного преобразователя силы, или по аппроксимирующей этот график зависимости

$$F = (476,19f - 1485,23) \cdot 10^{-3}.$$

6. Вычисляется мощность, затрачиваемая на вращение винта ТВД:

$$N_{\text{в}} = \frac{M_{\text{кр}} 2\pi n}{i},$$

где $M_{\text{кр}}$ — крутящий момент на валу винта;

n — частота вращения ротора двигателя;

i — передаточное число редуктора воздушного винта. У ТВД ДГ-4М

$i = 4,625$.

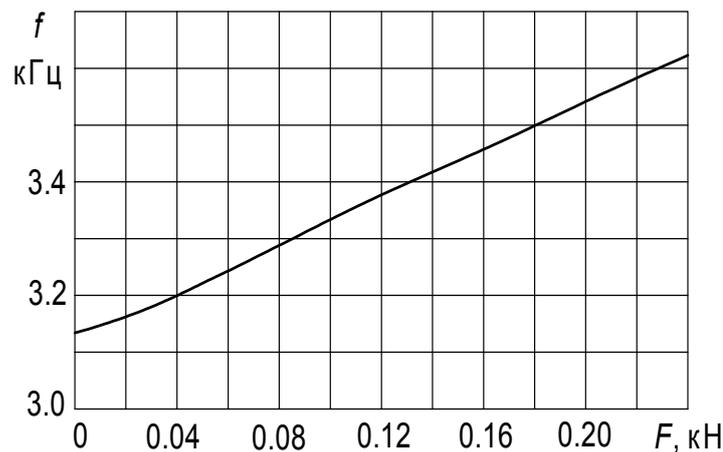


Рис. 8.1. Градуировочный график первичного преобразователя силы ДДВ

7. Находится условная мощность реактивной струи ТВД (в кВт) при $V_{\text{п}} = 0$:

$$N_{\text{рс}} = \omega P_{\text{рс}},$$

где $P_{\text{рс}}$ — реактивная тяга двигателя в кН,

ω — коэффициент пересчета реактивной силы в мощность на валу винта, обеспечивающей ту же величину тяги.

При испытаниях ТВД на стенде ($V_{\text{п}} = 0$, $H = 0$) для тянущих самолетных винтов принимают $\omega = 68,2 \frac{\text{кВт}}{\text{кН}}$ (соответствует $\omega = 0,91 \frac{\text{л.с.}}{\text{кгс}}$ в системе МКГСС).

8. Определяется эквивалентная мощность ТВД:

$$N_{\text{э}} = N_{\text{в}} + N_{\text{рс}}.$$

Приведение параметров двигателя к стандартным атмосферным условиям и построение стендовой дроссельной характеристики

Для сравнения результатов различных испытаний параметры двигателя пересчитываются на стандартные атмосферные условия (САУ). За САУ принимаются:

$$p_{\text{н}_0} = 101,325 \text{ кПа} = 760 \text{ мм рт. ст.}, T_{\text{н}_0} = 288,16 \text{ К}.$$

Формулы приведения параметров ТВД, полученные с использованием теории подобия, имеют следующий вид:

$$\left. \begin{aligned} n_{\text{пр}} &= n_{\text{изм}} \sqrt{\frac{288,16}{T_H} \bar{n}}; & P_{\text{пр}} &= P_{\text{изм}} \frac{101,33}{p_H} \bar{P}; \\ T_{\text{пр}}^* &= T_{\text{изм}}^* \frac{288,16}{T_H} \bar{T}; \\ G_{\text{в пр}} &= G_{\text{в изм}} \frac{101,33}{p_H} \sqrt{\frac{T_H}{288,16}} \bar{G}_{\text{в}}; \\ G_{\text{м пр}} &= G_{\text{м изм}} \frac{101,33}{p_H} \sqrt{\frac{288,16}{T_H}} \bar{G}_{\text{м}}; \\ N_{\text{пр}} &= N_{\text{изм}} \frac{101,33}{p_H} \sqrt{\frac{288,16}{T_H}} \bar{N}, \end{aligned} \right\}$$

где $\bar{n}, \bar{P}, \bar{T}, \bar{G}$ и др. — поправочные коэффициенты, учитывающие отличие реального рабочего процесса в ТВД от идеального, рассматриваемого в теории подобия при выводе этих формул.

Отклонения от условий полного подобия вызываются изменением теплоемкости газа, газовой постоянной, числа Re, геометрических искажений в проточной части и других параметров, принятых при выводе формул приведения постоянными. Чем значительнее изменение этих параметров, тем больше величина поправочных коэффициентов.

Опыт эксплуатации и исследований показывает, что для большинства современных ТВД наиболее значительна величина поправки $\bar{G}_{\text{м}}$. Этот поправочный коэффициент может быть определен для данного двигателя расчетным путем. Зависимость $\bar{G}_{\text{м}} = f(t_H, \bar{N})$ для характерных режимов работы ТВД ДГ-4М представлена на рис.8.2.

По экспериментальным параметрам ТВД, приведенным к САУ на всех режимах работы, каждым студентом на миллиметровке строится дроссельная характеристика.

Пример построения такой характеристики показан на рис.8.3.

Экспериментальное определение нормальных значений параметров ТВД

Стендовая дроссельная характеристика ТВД ДГ-4М построена в соответствии с ТУ при $n_{\text{пр}} = n_{\text{норм}} = \text{const}$ для всех режимов.

Исходя из заданных в ТУ нормальных значений мощности $N_{\text{э норм}}$ на исследуемых режимах, со стендовой дроссельной характеристики при $N_{\text{э пр}} = N_{\text{э норм}}$ снимаются нормальные значения других параметров двигателя.

В лабораторной работе нормальные значения параметров необходимо определить для взлетного, максимального продолжительного и крейсерского ($N_{кр} = 0,7N_{макпа}$) режимов работы.

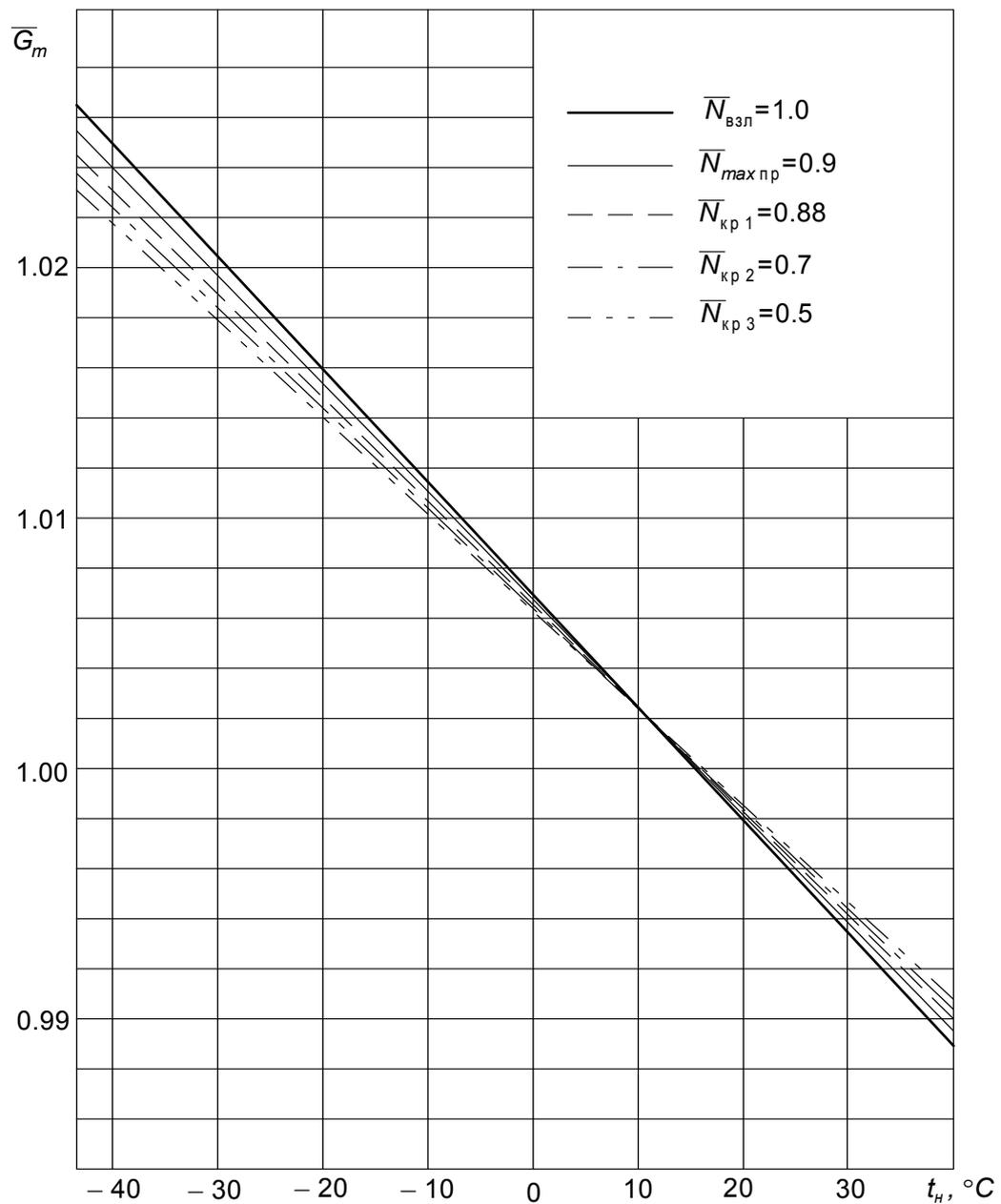


Рис.8.2. Зависимость коэффициента \bar{G}_m от t_n и режима работы ГТД ДГ-4М

Методика и схема определения НЗП ТВД изложена в главе 3 (раздел 3.3) учебного пособия.

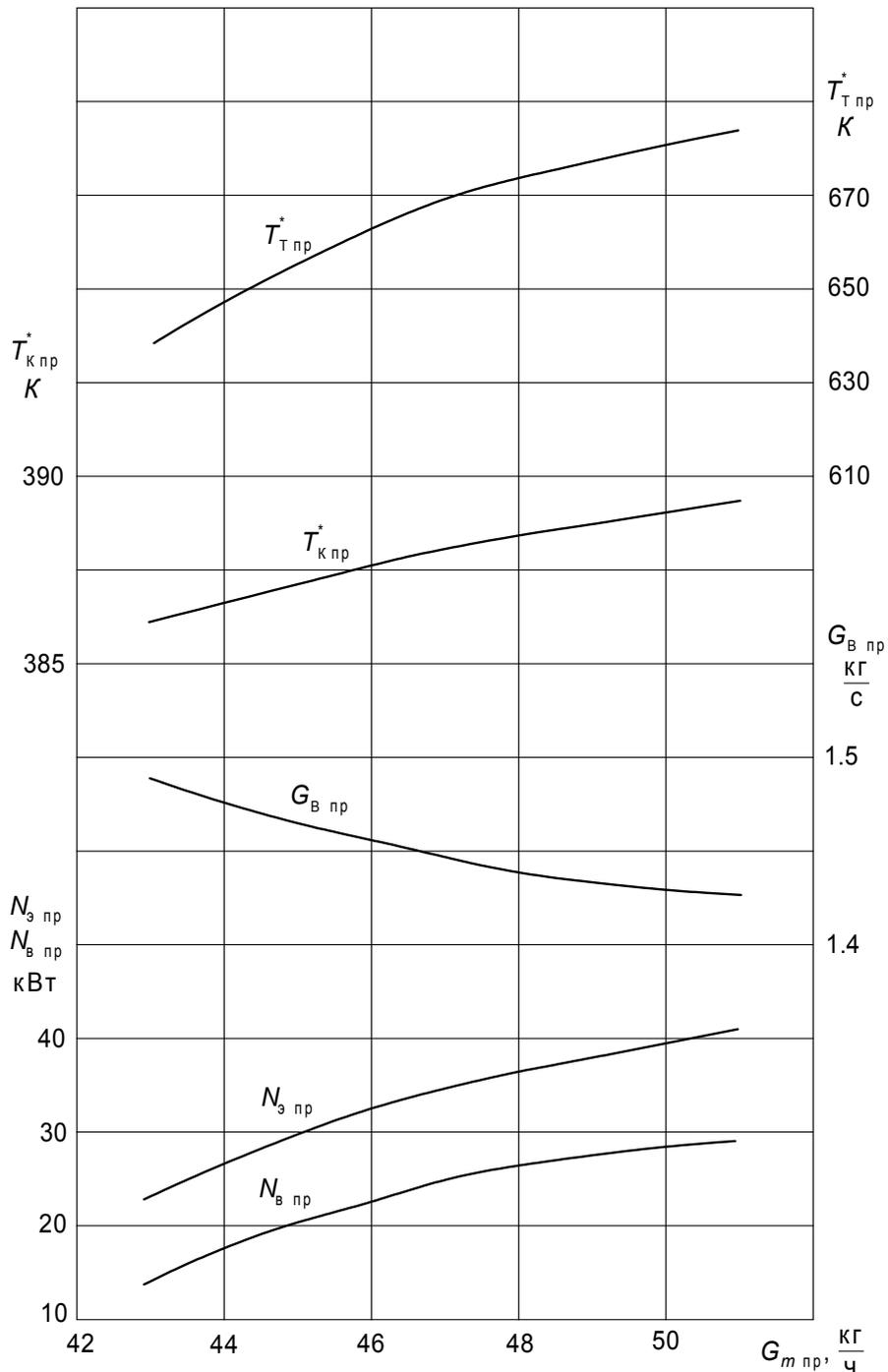


Рис.8.3. Стендовая дроссельная характеристика ТВД ДГ-4М при $n_{пр} = 27750$ об/мин

Расчет нормальных значений температуры газа перед турбиной

Непосредственно измерение температуры газа перед турбиной T_t^* у большинства ТВД не производится. Для оценки и контроля её предельных значений в процессе эксплуатации часто пользуются результатами измерений температуры газа за турбиной T_T^* .

Величину температуры $T_{\Gamma \text{ норм}}^*$ на конкретных экземплярах ТВД можно вычислить по одному из трех следующих методов:

1. По уравнению теплового баланса

$$i_{\Gamma}^* = i_{\kappa}^* + \frac{G_m H_u \eta_{\Gamma}}{G_{\text{В}} \vartheta_{\text{охл}} K_{\Gamma} + G_m}.$$

Чтобы рассчитать величину $T_{\Gamma \text{ норм}}^*$ по этому уравнению, необходимо определить $T_{\kappa \text{ норм}}^*$, $G_{m \text{ норм}}$, $G_{\text{В норм}}$, а также с достаточной достоверностью знать величины коэффициентов η_{Γ} , $\vartheta_{\text{охл}}$ и поправочного коэффициента K_{Γ} (см. [3] с. 74).

2. По уравнению мощностного баланса

$$i_{\Gamma}^* = i_{\Gamma}^* + \frac{G_{\text{В}}(i_{\kappa}^* - i_{\text{В}}^*) + N_{\text{В}}}{(G_{\text{В}} \vartheta_{\text{охл}} + G_m) \eta_{\text{М}}}.$$

Для вычисления $T_{\Gamma \text{ норм}}^*$ следует определить $T_{\kappa \text{ норм}}^*$, $T_{\Gamma \text{ норм}}^*$, $G_{\text{В норм}}$ и с требуемой достоверностью знать величину коэффициентов $\vartheta_{\text{охл}}$ и $\eta_{\text{М}}$.

3. По уравнению баланса расходов

$$T_{\Gamma}^* = \left[\frac{p_{\kappa}^* \sigma_{\kappa \text{ с}} A_{\Gamma}}{G_{\text{В}} \left(\vartheta_{\text{охл}} + \frac{G_m}{G_{\text{В}}} \right)} \right]^2.$$

Рассчитать $T_{\Gamma \text{ норм}}^*$ по данному уравнению можно, определив $p_{\kappa \text{ норм}}^*$, $G_{\text{В норм}}$, $G_{m \text{ норм}}$ и зная с достаточной достоверностью величины коэффициентов $\sigma_{\kappa \text{ с}}$, $\vartheta_{\text{охл}}$ и пропускную способность турбины $A_{\Gamma} = \mu F_{\text{са}} \sigma_{\text{са}} q(\lambda_{\text{са}})$.

Основной задачей экспериментального определения температуры $T_{\Gamma \text{ норм}}^*$ является достижение согласования значений T_{Γ}^* , полученных по этим трем балансным уравнениям.

В лабораторной работе рекомендуется рассчитать нормальное значение температуры газа перед турбиной $T_{\Gamma \text{ норм}}^*$ по уравнению мощностного баланса на взлетном режиме работы ТВД при $\vartheta_{\text{охл}} = 0,985$ и $\eta_{\text{М}} = 0,99$.

Величины энтальпий воздуха $i_{\text{В}}^*$ и i_{κ}^* , а также газа i_{Γ}^* и i_{Γ}^* определяются с помощью $\pi - i - T$ диаграмм для сухого воздуха и продуктов сгорания (при $\alpha = 4$) соответственно по нормальным значениям температур торможения в

указанных сечениях (см. [3], с.91, 92 и 108, 109). При этом следует пользоваться следующей связью между единицами работы и энергии:
 $1 \text{ кал} = 4,187 \text{ Дж}$.

Отчет по работе

К отчету по лабораторной работе должны быть представлены каждым студентом следующие материалы:

1. Полностью оформленный бланк замеров с результатами испытания, номером группы, фамилиями, инициалами и подписями студентов, проводивших данные измерения.

2. Качественно оформленный протокол испытания с представленными в виде таблиц результатами всех расчетов и величинами нормальных значений параметров двигателя на взлетном, максимальном продолжительном ($N_{max \text{ пр}} = 0,9N_{взл}$) и крейсерском ($N_{кр} = 0,7N_{max \text{ пр}}$) режимах работы (см. приложение 1). Протокол подписывается студентом, оформившим его.

3. График стендовой дроссельной характеристики ТВД ДГ-4М, выполненный на миллиметровке форматом 210×297. Характеристика строится карандашом с применением лекал. Рекомендуемые масштабы и расположение кривых показаны на рис.8.3. На графике должны быть фамилия, инициалы и группа студента, а также его подпись.

Список литературы к разделу 8.5

1. Солохин, Э.Л. Испытания авиационных воздушно-реактивных двигателей / Э.Л. Солохин. — М.: Машиностроение, 1975. — 356 с.

2. Дорофеев, В.М. Испытания воздушно-реактивных двигателей / В.М. Дорофеев, В.Я. Левин. — М.: Оборонгиз, 1961. — 220 с.

3. Термогазодинамический расчет газотурбинных силовых установок / В.М. Дорофеев, В.Г. Маслов, Н.В. Первышин [и др.]. — М.: Машиностроение, 1973. — 144 с.

4. Зайдель, А.Н. Элементарные оценки ошибок измерений / А.Н. Зайдель. — Л.: Наука, 1975. — 108 с.

5. Нечаев, Ю.Н. Теория авиационных газотурбинных двигателей / Ю.Н. Нечаев, Р.М. Федоров. — М.: Машиностроение, 1978. Ч.2. — 336 с.

6. Испытания воздушно-реактивных двигателей / А.Я. Черкез, И.И. Онищик, Е.М. Таран; под общ. ред. А.Я. Черкеза. — М.: Машиностроение, 1992. — 304 с.

8.6 Образование СО в камере сгорания ВРД (Лабораторная работа № 6)

Цель работы – освоение методов экспериментального определения концентрации окиси углерода в пламени углеводородных топлив; определение зависимости концентрации окиси углерода от коэффициента избытка воздуха.

Общие сведения

Окись углерода является продуктом неполного сгорания углеводородных топлив. Это химическое соединение относится к разряду токсичных веществ, поэтому его концентрация в выхлопных газах ВРД ограничивается нормами международного стандарта ИКАО (международная организация гражданской авиации).

В процессе химической реакции горения весь содержащийся в молекулах топлива углерод проходит через стадию образования СО. Поэтому при неблагоприятных условиях (слишком богатые или бедные смеси, недостаточно хорошее перемешивание паров топлива с воздухом, крупный размер капель жидкого топлива и другие) количество окиси углерода в продуктах сгорания может достигать очень больших величин (150-200 и более граммов на килограмм топлива). В сильно обедненных топливовоздушных смесях повышение концентрации СО связано с замедлением скорости реакции доокисления СО в СО₂ из-за низких температур в зоне догорания. При горении богатых смесей, особенно при плохом предварительном перемешивании, также образуется много СО, которая не успевает превратиться в СО₂ во вторичной зоне горения. Интенсивное разбавление продуктов сгорания охлаждающим воздухом приводит к развитию процессов гашения пламени и «замораживанию» СО.

Таким образом, для полного выгорания СО необходимо обеспечивать: тонкодисперсное распыливание топлива, высокую интенсивность перемешивания его паров с воздухом; сохранение оптимального состава смеси $\alpha \approx 0,6-1,2$ в первичной зоне горения; отсутствие областей интенсивного переохлаждения пламени.

Описание экспериментальной установки

Объектом исследования в данной работе является модель камеры сгорания авиационного ГТД, конструктивная схема которой представлена на рис.8.4. Вихревая горелка установлена в цилиндрической трубке из кварцевого стекла. Горелка состоит из цилиндрического лопаточного завихрителя 1, вихревой камеры 2 с диффузором. Топливо подводится через распылитель 3, установленный во втулке завихрителя. В качестве топлива используется пропанбутановая смесь. Условия работы горелки в модельной камере сгорания в основе идентичны условиям в камере натурального ГТД.

Поэтому полученные в эксперименте закономерности образования токсичного компонента СО качественно соответствуют аналогичным закономерностям для полноразмерного двигателя.

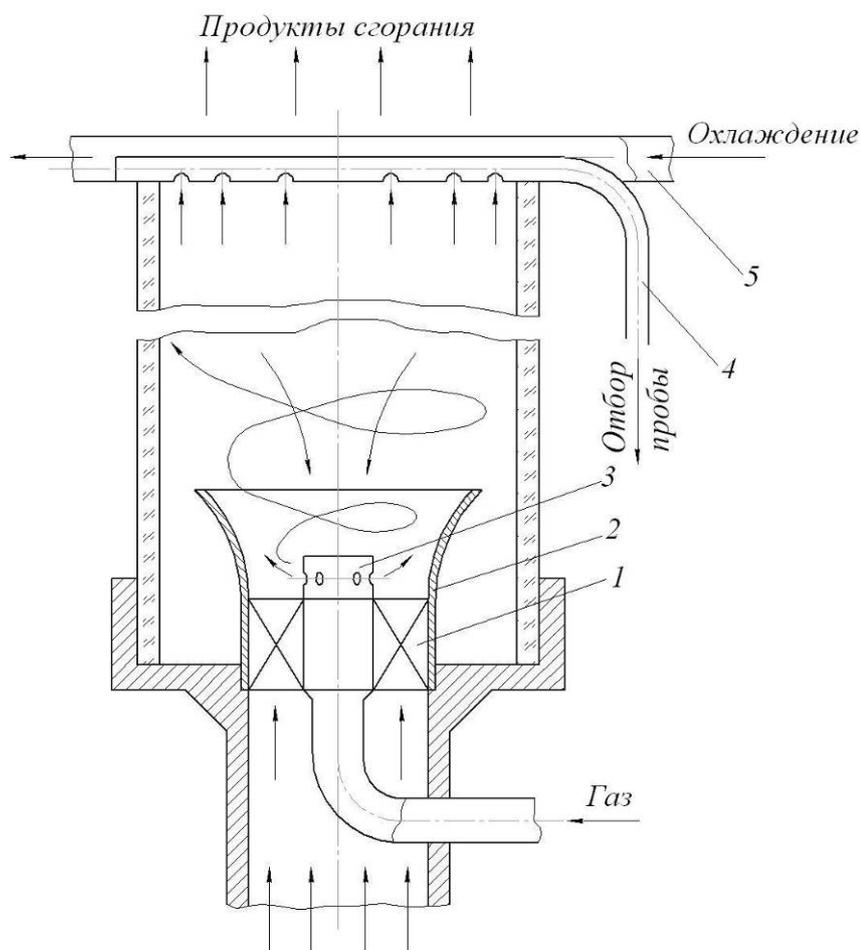


Рис.8.4. Экспериментальная модель камеры сгорания:

1 – завихритель; 2 – вихревая камера; 3 – распылитель топлива; 4 – пробоотборник; 5 – трубка охлаждения

Принципиальная схема экспериментальной установки изображена на рис. 8.5.

Воздух в камеру сгорания 5 подается от компрессора через регулирующий вентиль 10 и ротаметр 7. Топливо к форсунке поступает из баллона 1 через редуктор 2, регулирующий вентиль 3 и реометр 4. Ротаметр 7 и реометр 4 измеряют объемные расходы воздуха и топлива соответственно.

Состав топливовоздушной смеси в горелке регулируется изменением расходов топлива и воздуха.

Для отбора газовой пробы в выходном сечении камеры установлен пробоотборник 6, представляющий собой трубку с пятью боковыми отверстиями, равномерно расположенными по площади поперечного сечения камеры сгорания.

Один торцевой конец трубки заглушен, а с другого производится отсос выхлопных газов. Трубка пробоотборника помещена в кожух 8, по которому пропускается сжатый воздух для охлаждения выхлопных газов.

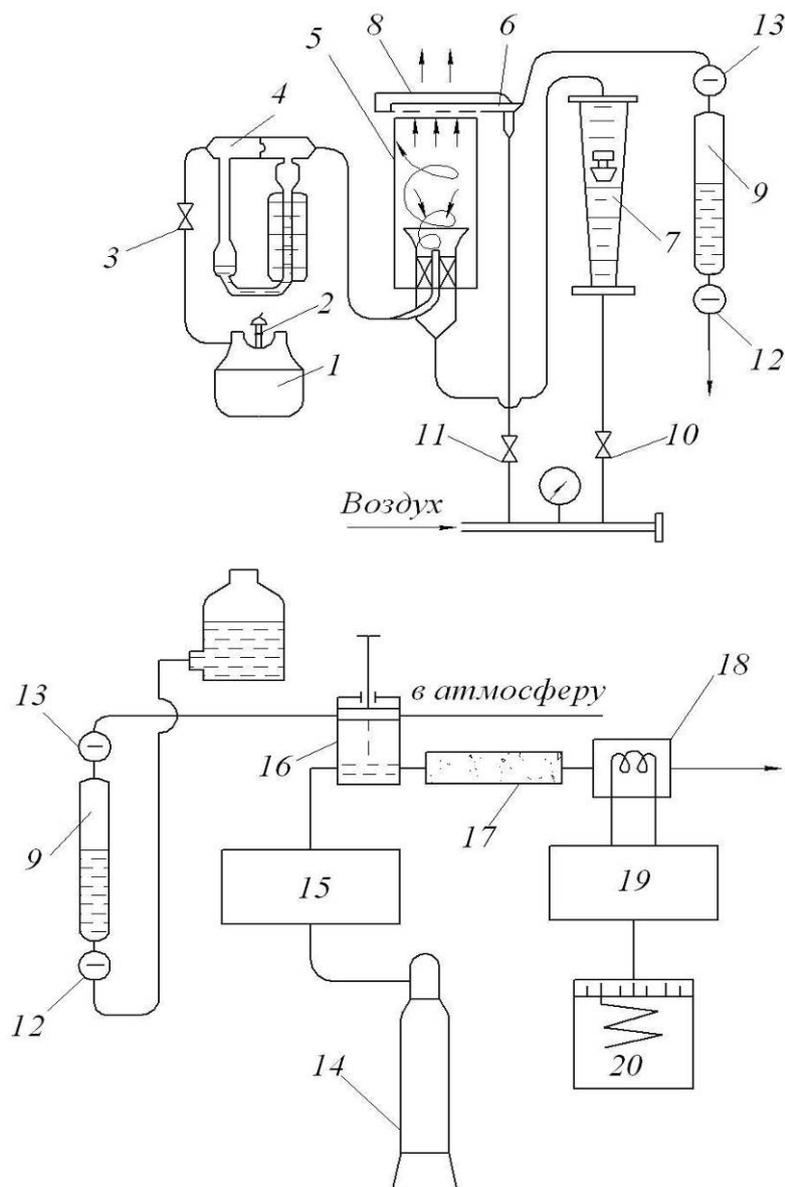


Рис. 8.5. Схема экспериментальной установки:

1 – баллон с пропаном; 2 – регулятор давления РД16-2; 3 – кран регулировки топлива; 4 – реометр; 5 – камера сгорания; 6 – пробоотборник; 7 – ротаметр РС-5; 8 – трубка охлаждения; 9 – пипетки Зегера; 10 – кран регулировки воздуха; 11 – кран подачи воздуха на охлаждение; 12,13 – вентили пипеток; 14 – баллон с гелием; 15 – регулятор-стабилизатор; 16 – кран-дозатор; 17 – рабочая колонка; 18 – детектор; 19 – усилитель; 20 – самописец КСП-4-909

Интенсивность охлаждения регулируется расходом воздуха (вентиль 11).

Для отбора пробы к магистрали пробоотборника подсоединяется пипетка Зегера 9, предварительно заполненная водой. При открытии вентилей 12 и 13 вода сливается в емкость и пипетка заполняется газовой смесью продуктов сгорания. Затем вентили 12 и 13 перекрываются и газовая проба готова к анализу.

Анализ газовой пробы проводится методом адсорбционной газовой хроматографии, с помощью прибора ЛХМ-8МД.

Внешний вид экспериментальной установки представлен на рис. 8.6.

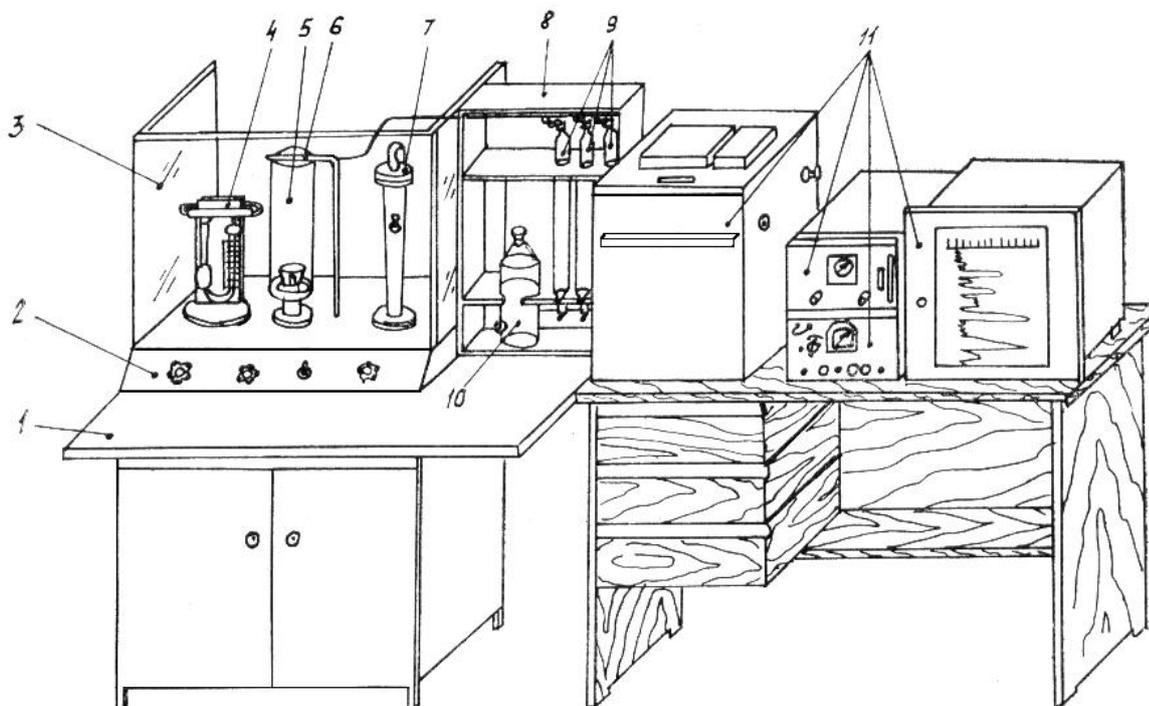


Рис. 8.6. Общий вид экспериментальной установки:

1 – стол; 2 – пульт; 3 – ограждение; 4 – реометр; 5 – камера сгорания; 6 – пробоотборник;
7 – ротаметр; 8 – контейнер; 9 – пипетки Зегера; 10 – аспиратор; 11 – комплект
хроматографа ЛХМ-8МД

Принцип действия газового хроматографа

Газовая проба из пипетки Зегера вводится в хроматограф методом вытеснения водой так, как это показано на рис.8.6.

Кран-дозатор 16 прибора при вводе пробы должен быть в положении «а» (шток крана выдвинут на себя до упора). Кран-дозатор имеет контрольный объем (дозу) 5 мл, который должен многократно провентилироваться анализируемым выхлопным газом для того, чтобы в нем не осталось газов от предыдущей пробы.

С этой целью пропускается 100 мл анализируемого газа. Затем закрывают последовательно верхний и нижний краны пипетки Зегера, и спустя 2-3с шток крана-дозатора переводится в положение «б» (вдвигается внутрь корпуса до упора). В этот момент контрольная доза анализируемого газа вносится в магистраль хроматографа, по которой протекает газ-носитель – гелий.

Гелий подается в хроматограф от баллона 14 через регулятор-стабилизатор расхода 15. Подхваченная потоком гелия контрольная доза газа попадает в рабочую колонку 17 хроматографа. Колонка представляет собой металлическую трубку, заполненную поверхностно-активным веществом – адсорбентом (NaX). Адсорбент имеет огромную площадь поверхности за счет сильной пористости материала.

Как известно, при соприкосновении с твердой поверхностью молекула газа как бы «прилипает» к ней – адсорбируется, а затем через некоторое время (исчисляемое периодом от 0,1с до 10 мкс) снова отсоединяется от стенки и диффундирует в омывающий эту поверхность газ. Последний процесс называется десорбцией. Время удержания молекулы на поверхности адсорбента различно для молекул различных веществ. Ввиду большой суммарной поверхности адсорбента процессы адсорбции и десорбции повторяются многократно. При достаточно большой длине колонки время прохождения через нее различных веществ различно. Из колонки вначале выходит один компонент, за ним второй, третий и т. д.

Таким образом, осуществляется хроматографическое разделение газовых смесей на отдельные компоненты. Для каждой смеси газов должен быть подобран соответствующий адсорбент.

Из колонки разделенные компоненты поступают в детектор 18, который реагирует на какой-либо физический или химический параметр протекающего вещества. В данной работе используется детектор по теплопроводности – катарометр. Чувствительный элемент катарометра – вольфрамовая спираль – включается в измерительный мост Уинстона и нагревается до строго фиксированной температуры. При неизменной скорости протекающего газа, поддерживаемой за счет регулятора-стабилизатора расхода и термостатирования колонки с детектором, теплоотдача от нити (а, следовательно, и величина электрического тока на её подогрев) будет зависеть только от теплопроводности омывающей спираль газа, то есть от химического состава протекающего компонента. Мост балансируется при протекании чистого газа-носителя. В момент прохождения того или иного компонента происходит разбаланс моста, пропорциональный концентрации анализируемого вещества в газе-носителе. Сигнал от чувствительного элемента 18 усиливается в электронном блоке 19 и регистрируется на ленте самописца 20 в виде хроматографических линий в координатах концентрация–время.

Процесс разделения газовой смеси в хроматографической колонке схематически показан на рис.8.7. Доза смеси из двух газов, проходя через адсорбент, разделяется на компоненты, которые в дальнейшем движутся последовательно друг за другом с некоторым интервалом.

Каждый компонент смеси выписывается на диаграмме прибора в виде характерного (хроматографического) пика (рис.8.8), величина площади под которым в некотором масштабе пропорциональна объему прошедшего через катарометр вещества. Оценка концентрации вещества в смеси производится по полученным хроматограммам с учетом данных предварительной калибровки прибора стандартными газовыми смесями известного состава.

Калибровочным газом может служить, например, чистый воздух, состав которого хорошо изучен и мало изменяется со временем. Степень усиления сигнала (переключатель «множитель» на приборе) выбирается таким образом, чтобы пики на хроматограмме имели величину не менее 5 мм.

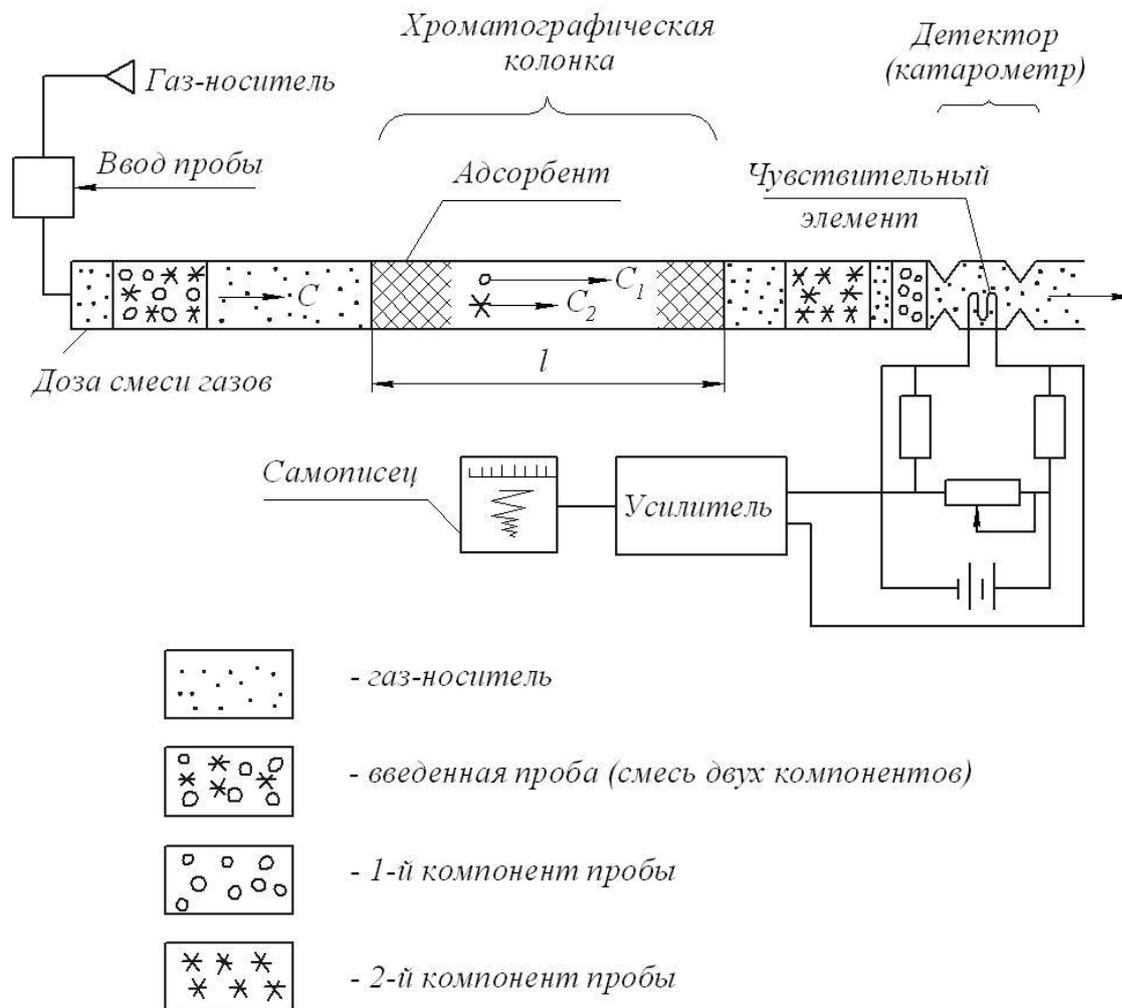


Рис.8.7. Схема, поясняющая работу газового абсорбционного хроматографа

Цена деления «множителя» всякий раз должна записываться оператором на ленте рядом с пиком. Последовательность выхода компонентов из колонки, а также интервалы между пиками для данного прибора и смеси газов определяются предварительной калибровкой по смесям заранее известного состава.

Для нашего прибора порядок следования компонентов следующий (см. рис. 8.8):

- 1-й пик – кислород (O_2) «множитель» $\times 30$, $\times 100$;
- 2-й пик – азот (N_2) $\times 100$;
- 3-й пик – метан (CH_4) $\times 1$;
- 4-й пик – окись углерода (CO) $\times 1$, $\times 3$.

Калибровка прибора воздухом производится каждый раз перед анализом пробы и после него. Калибровочные записи показаны на рис.8.8. вверху.

В данной работе в целях сокращения времени на обработку результатов концентрация компонентов оценивается приближенно по высоте пика, а не по его площади. Пример графической обработки показан также на рис.8.8.

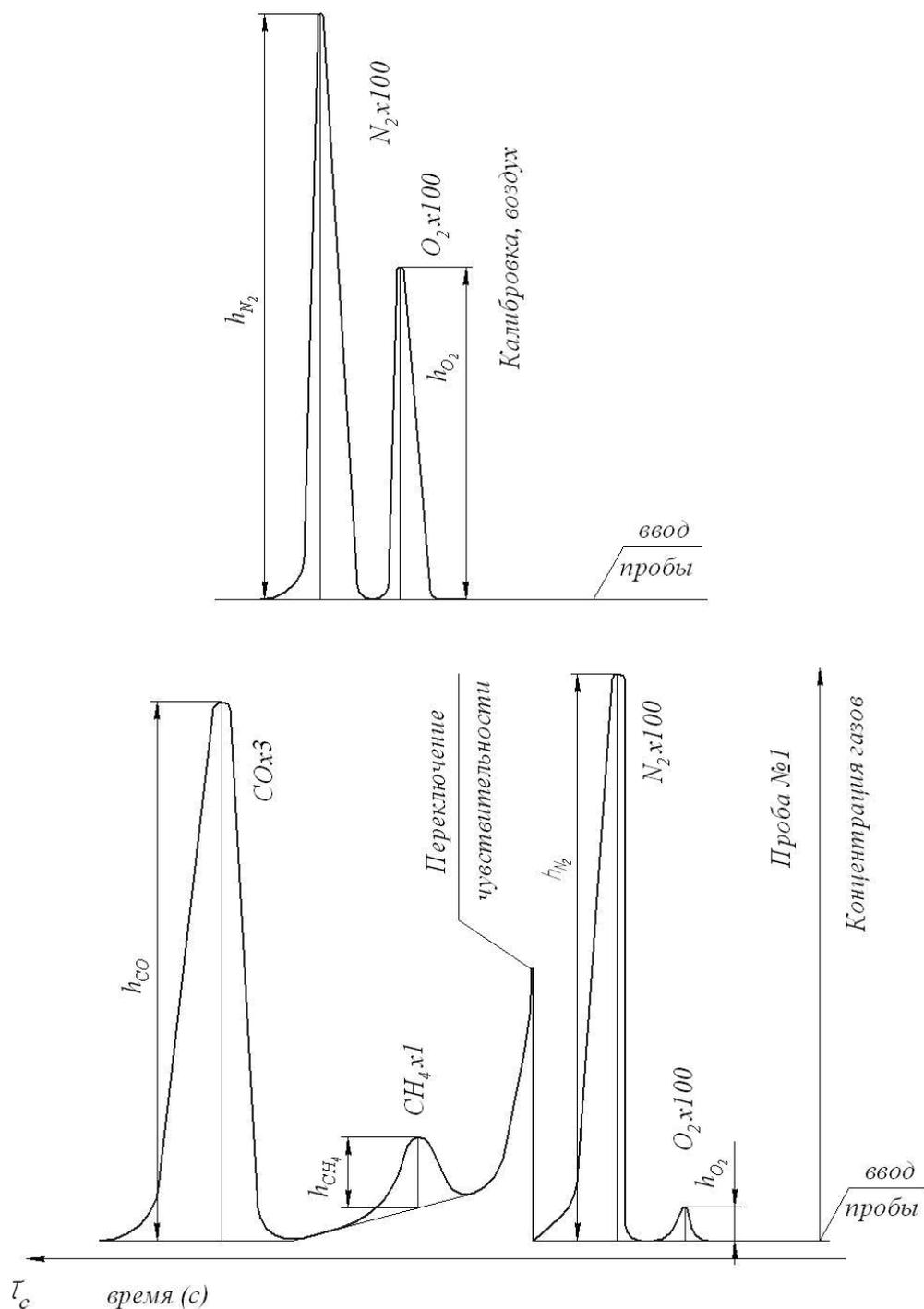


Рис.8.8. Пример калибровочной хроматограммы воздуха (а) и хроматограммы продуктов сгорания (б)

Порядок проведения работы

1. Хроматограф включить в сеть за 2 часа до начала проведения анализов.
2. Подготовить комплект из шести пипеток Зегера и заполнить их водой.
3. Открыв вентили 10 и 11, отрегулировать подачу воздуха в горелку (~30 делений по ротаметру) и на охлаждение пробоотборника.

4. При закрытом вентиле 3 перевести рукоятку редуктора 2 на баллоне 1 в положение «открыто». Затем ввести электрозажигалку внутрь камеры сгорания и открыть вентиль подачи топлива 3. Установить режим горения при расходе топлива 2 л/м (2 больших деления по реометру).

5. Установить вентилем 12 постоянный расход воздуха ($N_{\text{возд}}=30$ делений по ротаметру) и последовательно вентилем 3 расход топлива ($N_{\text{топл}}=2, 3, 4, 5, 6$ делений по реометру), произвести на каждом из пяти режимов отбор пробы продуктов сгорания в пипетки.

6. После отбора последней пробы перевести клапан редуктора на топливном баллоне в положение «закрыто», перекрыть вентиль подачи топлива 3 и через 2 – 3 мин перекрыть вентили подачи воздуха 12, 13.

7. Произвести анализ продуктов сгорания на всех пяти режимах. Предварительно выполнить калибровку хроматографа по воздуху.

8. Пользуясь градуировочными графиками для ротаметра и реометра (см. рис.8.9, а, б), определить расходы воздуха и топлива.

Расчет коэффициента избытка окислителя, определение концентрации компонентов в продуктах сгорания

1. Массовый расход воздуха в г/с

$$G_B = \frac{Q_B \cdot \rho_B}{60}$$

Здесь Q_B – объемный расход воздуха (определяется по графику на рис.8.9, а) в л/м;

ρ_B - плотность воздуха в кг/м³;

$$\rho_B = \frac{(p_H / 735,6) \cdot 10^4 + \Delta p_B}{R_B (t_B + 273)}$$

где p_H - атмосферное давление, мм рт. ст.;

Δp_B - избыточное давление перед вихревой горелкой (определяется по графику на рис.8.9 в зависимости от числа делений ротаметра), мм вод. ст.;

R_B - газовая постоянная для воздуха, $R_B = 29,27 \frac{\text{кгсМ}}{\text{кгК}}$

(в системе СИ $R_B = 0,287 \text{ Дж/кг К}$).

2. Массовый расход топлива в г/с

$$G_m = \frac{Q_m \cdot \rho_m}{60}$$

где ρ_m - плотность топлива кг/м³,

$$\rho_m = \frac{(p_H / 735,6) \cdot 10^4 + \Delta p_m}{R_m (t_m + 273)}$$

R_m - газовая постоянная топлива,

$$R_m = \frac{848}{\mu_m} = \frac{848}{3 \cdot 12 + 8 \cdot 1} = 19,27 \frac{\text{кгс м}}{\text{кг К}};$$

Δp_m – избыточное давление перед форсункой (определяется по графику на рис 8.9,б в зависимости от Q_m);

Q_m – объемный расход топлива по реометру в л/м (рис.8.9,б).

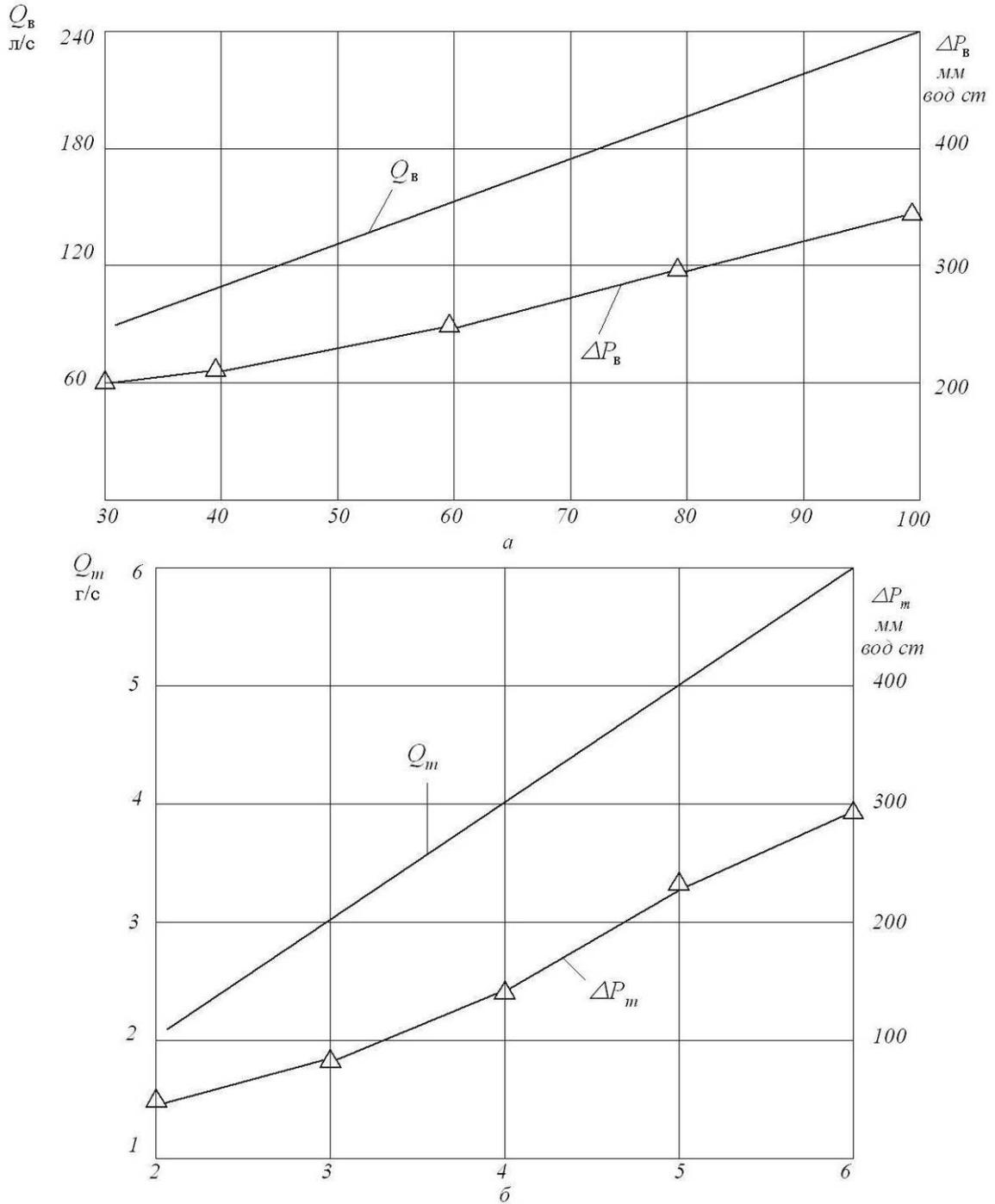


Рис.8.9. Расходные характеристики приборов: a – число ротаметра;
 \tilde{b} – число делений реометра

3. Коэффициент избытка воздуха

$$\alpha = \frac{G_B}{G_m \cdot L_0}; \quad L_0 = \frac{1}{0,232} \left(\frac{8}{3} C + 8H \right) = 15,6 \frac{\text{кг ВОЗД.}}{\text{кг ТОПЛ.}}$$

Пропан C_3H_8 содержит 82% С и 18% Н.

Температуры t_B и t_m определяются по приборам, установленным в аудитории.

Расчет состава продуктов сгорания

Убедившись, что высоты пиков на калибровочных хроматографах, снятых в начале и конце анализов, совпадают не меньше, чем на $\pm 5\%$, измеряют высоты всех пиков и расставляют их значения на хроматограмме. По калибровочным пикам O_2 и N_2 определяется чувствительность прибора по этим компонентам:

$$K_{O_2} = \frac{20,95}{h_{O_2} \cdot n_{O_2}} \%O_2 / \text{мм};$$

$$K_{N_2} = \frac{78,09}{h_{N_2} \cdot n_{N_2}} \%N_2 / \text{мм},$$

где числа 20,95 и 78,09 – соответственно содержание кислорода и азота в чистом атмосферном воздухе в объемных процентах;

n_{O_2} и n_{N_2} – множители при записи пиков соответственно кислорода и азота.

Концентрации компонентов в пробе (в процентах) определяются по следующим формулам:

$$C_{O_2} = h_{O_2} n_{O_2} K_{O_2};$$

$$C_{N_2} = h_{N_2} n_{N_2} K_{N_2};$$

$$C_{CH_4} = h_{CH_4} n_{CH_4} K_{N_2} m_{CH_4};$$

$$C_{CO} = h_{CO} n_{CO} K_{N_2} m_{CO}.$$

Здесь h_{O_2} , h_{N_2} , h_{CH_4} , h_{CO} – высоты пиков соответствующих компонентов на хроматограмме; n_{O_2} , n_{N_2} , n_{CH_4} , n_{CO} – множители шкалы, при которых получены пики соответствующих компонентов;

$m_{CH_4} = 1,15$ – коэффициент, учитывающий отличие теплопроводности метана от теплопроводности азота и изменение формы пика; $m_{CO} = 1$ – тот же коэффициент для СО.

Содержание отчета по работе

На основании полученных данных проводится построение зависимостей: На первой странице отчета должна быть изображена схема

экспериментальной установки и краткая методика опыта, на 2-й и 3-й – экспериментальные данные и расчетные формулы, на 4-й – графики.

В примечании на основании лекционного материала должен быть дан краткий анализ полученных графических зависимостей.

ВОПРОСЫ

1. Какие компоненты в составе выхлопных газов ГТД считаются токсичными?

2. Принцип разделения газовой смеси в хроматографе.

3. Как работает чувствительный элемент – катарометр?

4. Каким образом изменяется состав топливовоздушной смеси в горелке?

5. Объяснить изменение цвета и формы пламени при изменении коэффициента избытка воздуха.

Список литературы к разделу 8.6

1. Кныш, Ю.А. Эмиссионные характеристики ГТД и пути их улучшения / Ю.А. Кныш. - М.: Машиностроение, 2005. – 348 с.

2. Кныш, Ю.А. Автоколебания в закрученных струях / Ю.А. Кныш. - Самара: Изд-во СНЦ, РАН, 2006. – 248 с.

3. Постников, А.М. Снижение окислов азота в выхлопных газах ГТУ / А.М. Постников. - Самара: Изд-во СНЦ, РАН, 2002. – 286 с.

8.7 Исследование жидкостных форсунок (Лабораторная работа № 7)

Цель работы - практическое ознакомление с устройством, принципом действия и режимами работы центробежных форсунок авиационных двигателей и энергетических установок, проведении на стенде гидравлических испытаний, построение экспериментальных характеристик и сравнение их с расчетными зависимостями.

Для достижения указанной цели необходимо:

- изучить теорию центробежных форсунок по методическим указаниям к лабораторной работе и указанной в них литературе;
- ознакомиться с конструкцией учебного гидравлического стенда для исследования форсунок;
- изучить на прозрачной модели центробежной форсунки различные режимы ее работы, особенности течения и фазы распыления модельной жидкости (воды);
- провести гидравлические испытания и обработать результаты эксперимента;
- провести анализ полученных экспериментальных характеристик форсунок и сравнить их с расчетными.

Краткие сведения о теории центробежных форсунок и режимах истечения

Форсунка – это устройство, предназначенное для впрыска и распыления топлива в камерах сгорания авиационных двигателей и энергетических установок. Распыление на мелкие капли позволяет на 2-3 порядка увеличить поверхность испарения топлива и равномерно распределить его по объему камеры сгорания.

Качество работы форсунки определяется следующими параметрами:

1. Тонкостью (дисперсностью) распыла, оцениваемой некоторым средним размером капель.
2. Однородностью распыла, т. е. диапазоном изменения размеров капель в факеле распыленного топлива. Чем меньше диапазон диаметров образовавшихся капель, тем однороднее распыл топлива.
3. Дальностью факела – глубиной проникновения распыленного топлива в газовую среду.
4. Равномерностью расходонапряжённости, т. е. равномерностью распределения массы жидкости по поперечному сечению факела распыла.
5. Средним углом конуса распыла $2\bar{\alpha}$, измеряемым у среза сопла форсунки.

Расходная характеристика и коэффициент расхода. Расходной характеристикой форсунки называется зависимость расхода рабочей жидкости через форсунку от перепада давления на ней, т. е. $G = f(\Delta p)$.

Для случая идеальной (не вязкой) жидкости массовый расход через форсунку запишется в виде

$$G_{ид} = \rho c_{ид} F, \quad (8.1)$$

где ρ – плотность жидкости, F – площадь среза сопла форсунки $\left(F = \frac{\pi \cdot d_c^2}{4} \right)$, $c_{ид}$ – идеальная скорость истечения.

Величина идеальной скорости истечения может быть найдена по формуле Торричелли

$$c_{ид} = \sqrt{\frac{2 \cdot \Delta p}{\rho}}. \quad (8.2)$$

Тогда

$$G_{ид} = F \sqrt{2 \rho \Delta p}, \quad (8.3)$$

где $\Delta p = p_{вх} - p_{к}$ – перепад давления на форсунке.

Коэффициентом расхода форсунки называют отношение действительного расхода через форсунку к идеальному расходу, т. е.

$$\mu = \frac{G}{G_{ид}}. \quad (8.4)$$

Тогда уравнение для определения действительного массового расхода жидкости можно представить как

$$G = \mu F \sqrt{2 \rho \Delta p}. \quad (8.5)$$

Коэффициент расхода μ всегда меньше единицы вследствие потерь на преодоление сил вязкого трения и уменьшения площади «живого» сечения сопла, через которое происходит истечение жидкости.

Расходная характеристика форсунок определяется расчетом и экспериментально.

Течение жидкости в центробежных форсунках

Принцип действия центробежной форсунки поясняется схемой на рис.8.10. Конструкция форсунки включает в себя три основных элемента: камеру закручивания 1, входные тангенциальные каналы 2 и выходное сопло 3. Вместо входных каналов может устанавливаться шнековый завихритель.

Жидкость подаётся в камеру закручивания форсунки по тангенциальным входным каналам либо по винтовым каналам шнека. Поэтому частицы жидкости приобретают окружную c_u , осевую c_x и радиальную c_r составляющие скорости.

Если принять жидкость идеальной, то для некоторой её частицы единичной массы уравнения сохранения момента количества движения и энергии пишутся соответственно

$$c_{\text{вх}} R_{\text{вх}} = c_u r, \quad (8.6)$$

$$p_{\text{вх}} + \frac{\rho c_{\text{вх}}^2}{2} = p + \frac{\rho}{2} (c_u^2 + c_x^2 + c_r^2), \quad (8.7)$$

где r – радиус вращения частицы относительно оси форсунки,
 p – статическое давление на этом радиусе.

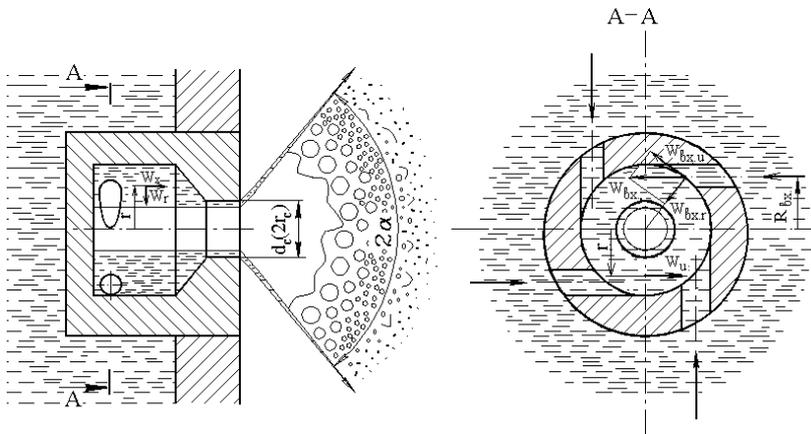


Рис.8.10. Схема течения жидкости в центробежной форсунке

Из уравнений (8.6) и (8.7) следует, что при постоянном расходе жидкости через форсунку с уменьшением радиуса r окружная составляющая скорости увеличивается, а давление жидкости p падает. При приближении к оси сопла ($r \rightarrow 0$) c_u стремится к бесконечности, а давление жидкости к бесконечно большому отрицательному значению, что лишено физического смысла. Практически давление жидкости снижается по мере приближения к оси форсунки лишь до давления газа в среде (p_k), в которую происходит истечение. Таким образом центральная часть сопла и камеры закручивания форсунки оказывается свободной от жидкости. Она заполняется газовым вихрем с радиусом r_v . Величина радиуса приосевого вихря r_v определяется отношением $\frac{c_u}{c_x}$. Чем выше отношение $\frac{c_u}{c_x}$, тем больше радиус r_v . Радиальной составляющей скорости c_r из-за её малости обычно пренебрегают.

Итак, жидкость покидает срез сопла форсунки в виде закрученной осесимметричной пелены. Далее в идеальном случае частицы жидкости движутся по прямым линиям, касательным к траектории вращения. Образуется поверхность усечённого однополосного гиперболоида вращения. Так как диаметр d_c невелик, то этот гиперболоид принимается как конус с углом 2α при вершине. Толщина конусной пелены жидкости по мере удаления от среза сопла форсунки быстро уменьшается, теряет устойчивость формы и под

действием внешних и внутренних возмущающих сил распадается на отдельные капли.

Тангенс угла прямолинейных траекторий частиц с осью форсунки составляет

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{c_u}{c_x}. \quad (8.8)$$

Изменяя геометрические параметры центробежной форсунки, можно в широких пределах при заданном перепаде давления изменить её основные параметры. Это даёт возможность конструктору простыми методами значительно влиять на качество смесеобразования. Большой диапазон возможных величин углов распыла ($2\alpha = 30 \dots 120^\circ$), самопроизвольное дробление пелены на мелкие капли в непосредственной близости от среза сопла являются положительными качествами центробежных форсунок.

Теория центробежной форсунки для идеальной жидкости была разработана Г. Н. Абрамовичем в 1944 г. Он же ввел понятие «геометрической характеристики» центробежной форсунки, определяемой выражением

$$A = \frac{\pi R r_c}{n F_{\text{вх}}} \sin \beta, \quad (8.9)$$

где n – число входных каналов,

$F_{\text{вх}}$ – площадь проходного сечения одного из этих каналов,

β – угол наклона оси входных каналов к оси сопла форсунки.

Для шнековой форсунки n – число заходов резьбы шнека с углом наклона винтовой линии β .

Геометрическая характеристика однозначно определяет величины коэффициента расхода μ и угла конуса распыла 2α центробежной форсунки, как это показано на рис.8.11.

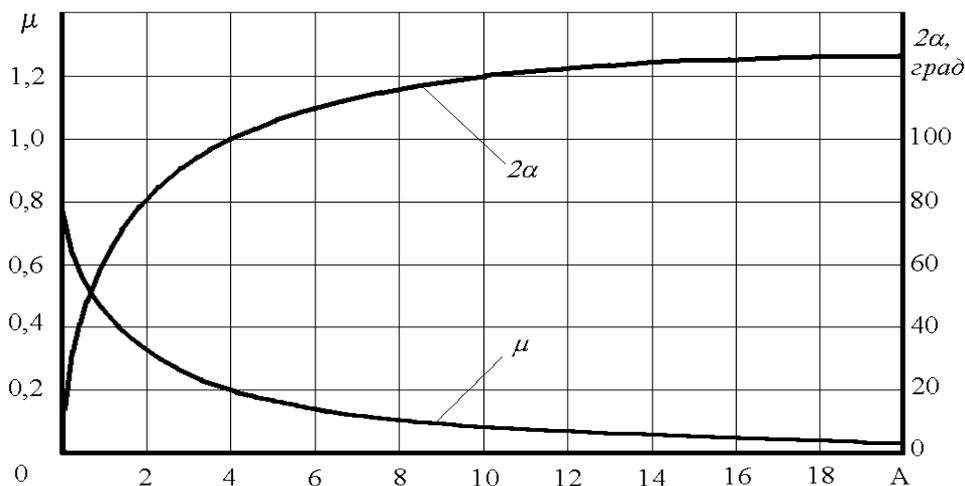


Рис.8.11. Зависимость коэффициента расхода и угла факела от геометрической характеристики

Теория Г.Н. Абрамовича адекватно описывает особенности движения жидкости в центробежной форсунке, что подтверждается многочисленными опытными проверками. Однако в отдельных случаях она даёт погрешность определения μ и 2α , так как не учитывает влияние вязкости жидкости и ряда конструктивных факторов, не нашедших своего отражения в выражении для геометрической характеристики.

Современные методы расчета и проектирования форсунок используют эмпирические поправки, учитывая влияние вязкого трения в жидкости с помощью введения эквивалентной геометрической характеристики A_9 [2]:

$$A_9 = \frac{A}{1 + \frac{\lambda}{2} \left(\frac{B^2}{n} - A \right)}. \quad (8.10)$$

где λ – коэффициент трения,

$$B = \frac{R_{\text{вх}}}{r_{\text{вх}} n}.$$

Итак, уравнения для расчёта μ и 2α с учётом вязкости жидкости отличаются от аналогичных выражений для идеальной жидкости только заменённой A на A_9 . Определить μ и 2α можно с помощью ранее построенных зависимостей $\mu = f(A)$ и $2\alpha = f(A)$ для идеальной форсунки, используя вместо A эквивалентную геометрическую характеристику A_9 .

Объект испытаний

Для проведения экспериментальных исследований имеется набор из шести моделей шнековых центробежных форсунок. Геометрические размеры форсунок приведены в таблице 8.1, где n – число заходов шнека, b и h – ширина и высота винтового канала шнека, β – угол наклона винтовой линии шнека.

Имеется также прозрачная демонстрационная центробежная форсунка, на которой хорошо видна структура течения в вихревой камере и сопле.

Таблица 8.1. Геометрические параметры форсунок

Геом. параметры форсунки	Ед. изм.	Номер форсунки					
		1	2	3	4	5	6
r_c	мм	2,0	2,0	2,0	2,0	2,0	2,0
R	мм	3,25	3,60	3,75	3,60	3,70	3,80
n	–	6	6	6	3	3	3
b	мм	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5
h	мм	1,5	0,8	0,5	0,8	0,6	0,4
β	°	48,50	51,500	52,667	68,334	69,167	69,334
$\sin \beta$	-	0.749	0,7826	0,7951	0,9293	0,9346	0,9356

Стенд для гидравлических испытаний

Пневмогидравлическая схема учебного проливочного стенда представлена на рис.8.12 .

Измерение угла распыла воды производится теневым методом с помощью транспортира. Для этого параллельным лучом света от лампы 14 осуществляется проецирование конуса распыла форсунки на прозрачный экран 15. После переноса границ конуса распыла на бумагу угол распыла измеряется транспортиром. Погрешность измерения составляет $\pm 1\%$.

Заправка ёмкостей 6 водой при их опорожнении осуществляется из магистрали городского водопровода через открытый вентиль 8. Перед заправкой сжатый воздух из ёмкостей стравливается полностью через дренажный вентиль 5. В процессе заправки вентиль остаётся открытым. Вытекающая из форсунки вода сливается в ливневую канализацию.

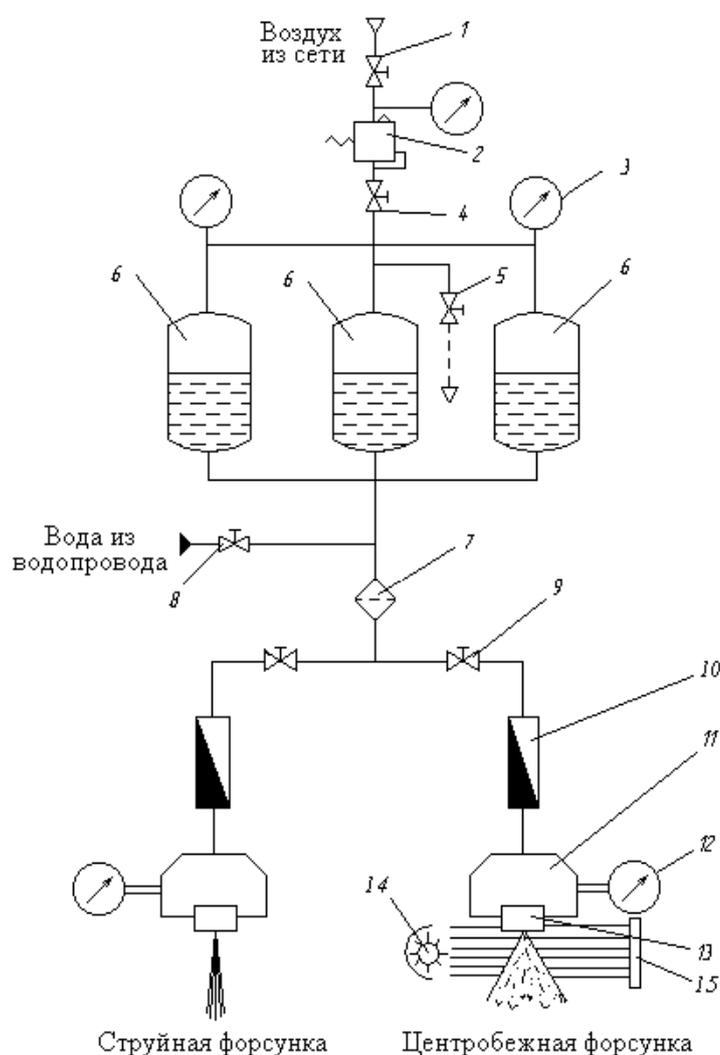


Рис. 8.12. Пневмогидравлическая схема проливочного стенда

Стенд оборудован двумя рабочими местами для испытания струйных и центробежных форсунок, поэтому его гидравлическая магистраль имеет две совершенно аналогичные ветви.

Рассмотрим работу одной ветви, служащей для проливки центробежных форсунок. Исследуемая форсунка 13 устанавливается в специальный зажим 11.

Рабочая жидкость (вода) подаётся к форсунке из трёх параллельных ёмкостей 6. Ёмкости предварительно наддуваются воздухом до давления большего, чем требуемое максимальное на входе в форсунку $p_{\text{вх. max}}$, с помощью вентиля 1 и 4 и редуктора 2. Величина давления наддува в ёмкостях контролируется по манометру 3. Для устранения возможности засорения форсунок и исключения из воды механических примесей она проходит через фильтр 7.

Требуемый режим работы форсунки устанавливается тонким вентилям 9. После установления режима производится измерение необходимых параметров.

Измерительная система стенда позволяет измерять следующие параметры:

- давление жидкости перед форсункой $p_{\text{вх}}$;
- массовый расход воды через форсунку G ;
- давление окружающей среды p_n ;
- температура окружающей среды t_n ;
- угол распыла воды $2\bar{\alpha}$.

Давление жидкости перед форсункой измеряется образцовым манометром 12 класса точности 0,4 с диапазоном шкалы $0 \dots 6 \text{ кг/см}^2$.

Массовый расход воды измеряется ротаметром 10. Погрешность измерения составляет $\pm 5\%$.

Давление окружающей среды – барометром анероидом с погрешностью $\pm 0,1\%$. Температура измеряется ртутным термометром с погрешностью $\pm 0,25\%$.

Методика проведения эксперимента

Эксперимент необходимо проводить в следующей последовательности:

1. Установить на стенд демонстрационную, прозрачную модель центробежной форсунки и наблюдать на различных режимах работы особенности течения и распыления воды.

Режим работы устанавливается изменением давления перед форсункой с помощью вентиля 9 (см. рис. 8.12).

2. Измерить расход воды и угол распыла для каждой из шести центробежных форсунок, геометрические параметры которых представлены в табл. 8.1, при одном значении перепада давления $\Delta p = 4 \text{ кг/см}^2$ ($\Delta p = 67 \text{ дел.}$).

Обработка результатов эксперимента

Результаты эксперимента представляются в Международной системе единиц СИ.

1. Давление на выходе из форсунки или давление окружающей среды

$$p_n = \frac{p'_n}{735,6} 98,1, \text{ кПа,}$$

где p'_n – давление окружающей среды в мм рт. ст.

2. Перепад давления на форсунке

$$\Delta p = \Delta p' \cdot K \cdot 98,1, \text{ кПа,}$$

где $\Delta p'$ – перепад давления в делениях шкалы манометра,

K – цена деления шкалы манометра, определяемая градуировкой.

3. Действительный массовый расход воды через форсунку определяется по аппроксимирующей зависимости градуировочного графика ротаметра: для центробежной форсунки

$$G = 1,11G_p + 23, \text{ г/с,}$$

где G_p – показания в делениях по шкале ротаметра.

4. Идеальный массовый расход воды через форсунку

$$G_{ид} = F_c \sqrt{2\rho\Delta p},$$

где $F_c = \frac{\pi \cdot d_c^2}{4}$ – площадь сопла форсунки, ρ – плотность воды
($\rho = 1000 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$).

5. Коэффициент расхода форсунки

$$\mu = \frac{G}{G_{ид}}.$$

6. Осреднённая скорость воды на выходе из форсунки

$$c = \frac{G}{\rho F_c}.$$

7. Геометрическая характеристика центробежной форсунки

$$A = \frac{\pi R r_c}{n F_{ex}} \sin \beta \quad \text{или} \quad A = \frac{\pi R r_c}{n b h} \sin \beta,$$

где b и h – ширина и высота канала шнека соответственно, а β – угол наклона винтовой линии шнека. Эти величины для форсунок берутся из таблицы 8.1.

13. Число Рейнольдса из условий на входе в камеру закручивания центробежной форсунки

$$Re = \frac{c_{\text{вх}} d}{\nu} = \frac{2G}{\sqrt{\pi n b h} \rho \nu},$$

где ν – кинематическая вязкость воды.

14. Коэффициент трения

$$\lg \lambda = \frac{25,8}{(\lg Re)^{2,58}} - 2.$$

15. Эквивалентная геометрическая характеристика центробежной форсунки

$$A_9 = \frac{A}{1 + \frac{\lambda}{2} \left(\frac{R^2 \cdot \pi}{n \cdot b \cdot h} - A \right)}.$$

Отчет по работе

Отчёт по лабораторной работе выполняется на специальном бланке. Он должен содержать:

1. Пневмогидравлическую схему проливочного стенда.
2. Таблицы результатов измерений и их обработки по изложенной выше методике в следующей форме.

Таблица 8.2. Результаты измерений

Номер форсунки	r_c	R	n	b	h	β	Δp	G_p
–	мм	мм	–	мм	мм	о	кПа	дел.
1	2	3	4	5	6	7	8	9

Таблица 8.2 (продолжение)

2α	G	$G_{ид}$	μ	A	Re	λ	A_9
	г/с	г/с	–	–	–	–	–
10	11	12	13	14	15	16	17

3. Графики зависимостей $\mu = f(A_9)$ и $2\alpha = f(A_9)$.

4. Оценить влияние вязкости воды на характеристики центробежных форсунок, сопоставив экспериментальные зависимости μ , $2\alpha = f(A)$ с расчётными, полученными по методике Г. Н. Абрамовича для идеальной жидкости.

Зачёт по лабораторной работе ставится преподавателем по результатам устного собеседования со студентом, выполнившим самостоятельную работу и представившим качественно оформленный отчёт.

Вопросы

1. Назначение форсунок в ДЛА.
2. Дайте понятие коэффициента расхода форсунки.
3. Чем вызвано образование газового вихря у оси центробежной форсунки?
4. Что определяет геометрическая характеристика?
5. Какое влияние оказывает вязкость на характеристики центробежной форсунки?

Список литературы к разделу 8.7

1. Кныш, Ю.А. Автоколебания в закрученных струях / Ю.А. Кныш. - Самара: Изд-во СНЦ, РАН, 2006. – 248 с.
2. Дитякин, Ю.Ф. Распыливание жидкостей, 2-е изд./ Ю.Ф. Дитякин, Л.А. Клячко, Б.В. Новиков [и др.]. - М.: Машиностроение, 1977. - 208 с.
3. Егорычев, В.С. Форсунки двигателей летательных аппаратов: метод. указ. / В.С. Егорычев, А.Н. Первышин. – Самара. СГАУ, 2004. – 34 с.

8.8. Экспериментальное определение дроссельной характеристики двухконтурных турбореактивных двигателей. Нормальные значения параметров ТРДД (Лабораторная работа № 8)

Цель работы – практическое овладение методикой определения нормальных значений параметров двухконтурного турбореактивного двигателя (ТРДД) при испытаниях на режимах, подобных его работе в стандартных атмосферных условиях (САУ).

В работе ставятся следующие *задачи*:

- ознакомление с объектом испытания - ТРДД АИ - 25 и стендовым оборудованием;
- овладение методикой экспериментального определения дроссельной характеристики ТРДД;
- изучение одной из методик определения нормальных значений параметров ТРДД;
- изучение методики определения параметров ТРДД при различных температурах наружного воздуха при работе двигателя на постоянном режиме;

Методика проведения эксперимента

1. Осуществляется запуск и прогрев двигателя. Эти операции, а также перевод с режима на режим выполняются штатным персоналом лаборатории. Во время прогрева двигателя каждый студент проводит оценку деления приборов и практикуется в измерении параметров на различных рабочих местах.

2. Двигатель выводится на наименьший крейсерский режим. После выдержки 1...2 мин и подачи оператором звукового сигнала каждый студент производит измерение закрепленного за ним параметра и запись результата в бланк замера.

3. Двигатель выводится на следующий более высокий режим работы и повторяется выполнение операций, перечисленных в п. 2. В данной работе испытание двигателя производится на четырех режимах: трех крейсерских и максимальном продолжительном.

4. Результаты эксперимента заносятся в протокол испытания и обрабатываются (один режим на одного или двух студентов). Строится приведенная к САУ дроссельная характеристика ТРДД и определяются нормальные значения параметров данного экземпляра двигателя. Затем группами по 2...3 человека на основе дроссельной характеристики вычисляются значения расхода топлива при изменении температуры окружающего воздуха в диапазоне от -40 до +40°С соответственно на максимальном продолжительном и крейсерском режимах работы.

Первичная обработка результатов измерений

Обработка результатов измерений проводится в следующей последовательности:

1. По показаниям тахометра определяют абсолютные значения измеренных частот вращения ротора компрессора (в c^{-1}) по следующей формуле:

$$n_{\text{изм}} = 277,33 \frac{\bar{n}}{100},$$

$$16640 \text{ мин}^{-1} \rightarrow 101 \bar{n}_{\text{ВД}},$$

$$11878 \text{ мин}^{-1} \rightarrow 100 \bar{n}_{\text{ВД}},$$

где n – относительная частота вращения ротора по шкале прибора.

2. Вычисляются абсолютные значения температур (К), измеренные в характерных сечениях:

$$T_i^* = t_i^* + 273,16,$$

где t_i^* – измеренное значение температур в $^{\circ}\text{C}$.

3. Суммарный расход воздуха через двигатель определяется косвенным путем по известному уравнению

$$G_{\text{в}} = \frac{m_{\text{в}} q(\lambda_{\text{в}}) p_{\text{в}}^* F_{\text{в}}}{\sqrt{T_{\text{в}}^*}},$$

где $m_{\text{в}} = 40,4$; $F_{\text{в}} = 0,255 \text{ м}^2$; $p_{\text{в}}^* = p_{\text{н}}$ кПа;

$q(\lambda_{\text{в}})$ – газодинамическая функция приведенной скорости.

Величина $q(\lambda_{\text{в}})$ определяется по таблице ГДФ по величине $\pi(\lambda_{\text{вх}})$:

$$\pi(\lambda_{\text{в}}) = 1 - \frac{\Delta p_{\text{в}}}{p_{\text{в}}^*},$$

где $\Delta p_{\text{в}} = p_{\text{в}}^* - p_{\text{в}}$,

затем, используя линейную интерполяцию (приложение 5), определяют величину $q(\lambda_{\text{в}})$:

$$q(\lambda_{\text{в}}) = q(\lambda_{\text{в}})_0 + \frac{\pi(\lambda_{\text{в}}) - \pi(\lambda_{\text{в}})_0}{\pi(\lambda_{\text{в}})_1 - \pi(\lambda_{\text{в}})_0} [q(\lambda_{\text{в}})_1 - q(\lambda_{\text{в}})_0],$$

где $\pi(\lambda_{\text{в}})_0$, $\pi(\lambda_{\text{в}})_1$ – ближайшие табличные значения аргумента, между которыми лежит полученное значение $\pi(\lambda_{\text{в}})$;

$q(\lambda_{\text{в}})_0$, $q(\lambda_{\text{в}})_1$ – соответствующие ближайшие табличные значения функции.

Следует помнить, что в используемом диапазоне увеличению $\pi(\lambda_{\text{в}})$ соответствует уменьшение $q(\lambda_{\text{в}})$. При этом необходимо для вычисления относительной величины $\Delta p_{\text{в}}/p_{\text{в}}^*$, чтобы числитель и знаменатель были приведены в единую систему измерения, учитывая, что

1 мм в ст. = 9,807 Па; 1мм рт. ст. = 133,32 Па; 1 кг/см² = 98,07 кПа.

4. При измерении расхода топлива турбинным расходомером ТРД 9-1-1 массовый расход топлива (в кг/ч) определяется следующим образом:

$$G_{m\text{ ч}} = 3600 Q_m \rho,$$

объемный расход Q_m определяется по градуировочной зависимости (рис.8.13) по показаниям цифрового частотомера (ЧЗ-54) - f_G или пересчитывается по зависимости

$$Q_m = 8,88 \cdot 10^{-4} f_G - 0,019.$$

Для определения плотности топлива используют измерение температуры топлива и зависимость $\rho = 790 - 0,7 t_m$ (рис.8.14.).

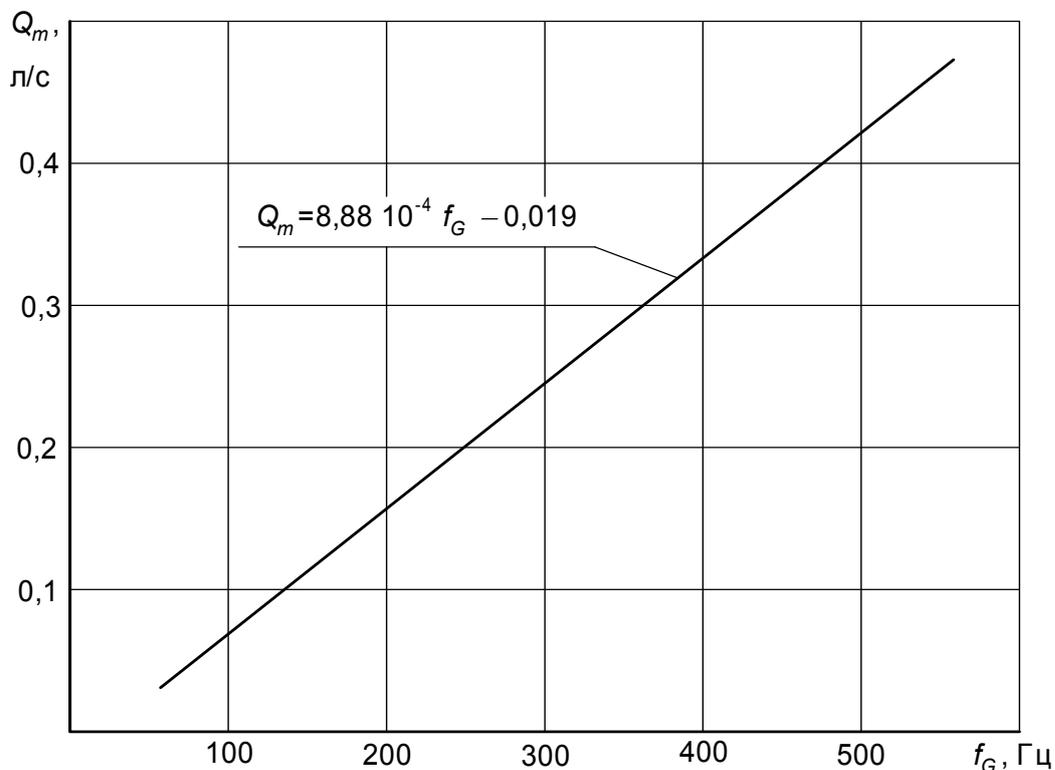


Рис. 8.13. Градуировочная зависимость турбинного расходомера ТРД 9-1-1

5. Тягу двигателя, измеренную с помощью тензорезисторного силоизмерителя ТВС, определяют по показаниям цифрового вольтметра ВТ-23 (U_p) и градуировочной зависимости СИУ, приведенной на рис.8.15.

6. Удельный расход топлива в кг/(кН ч) определяется косвенным путем:

$$C_{уд} = \frac{G_{m\text{.ч}}}{P}.$$

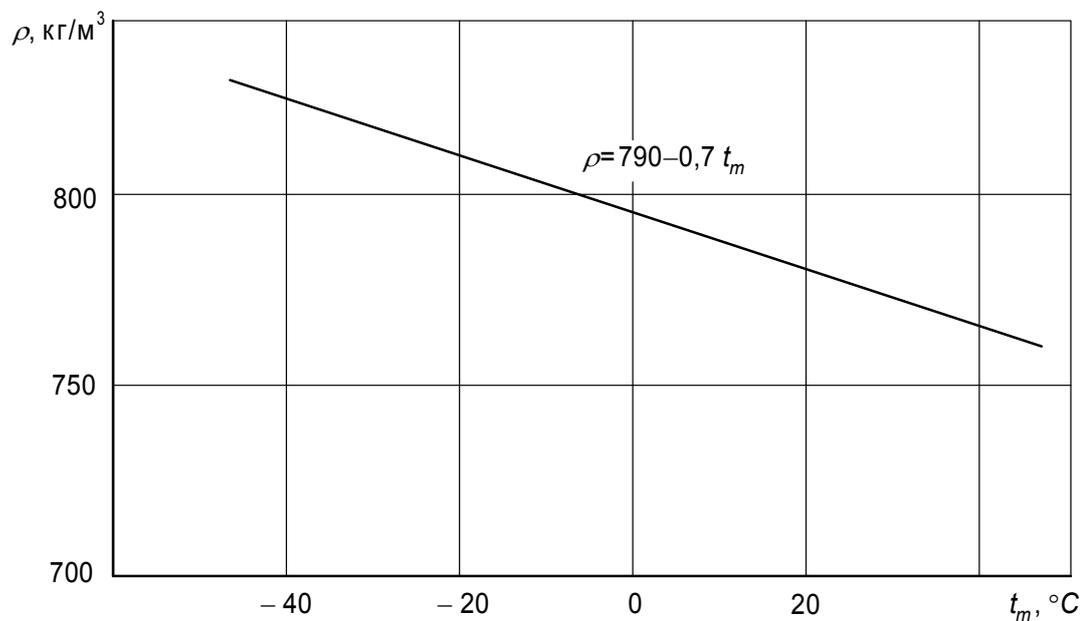


Рис.8.14. Зависимость плотности от измеренной температуры топлива

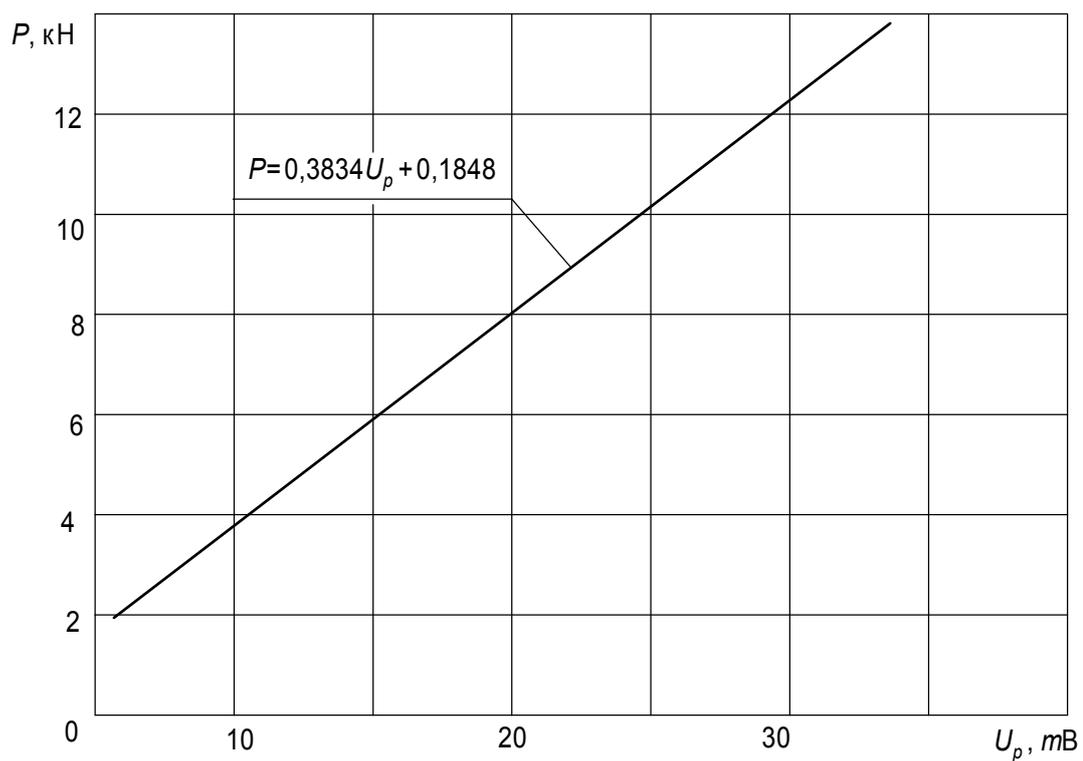


Рис. 8.15. Градуировочная зависимость силоизмерительного устройства

7. Суммарная степень повышения давления

$$\pi_k = p_{\text{кВД}}^* / p_H .$$

8. Степень повышения давления в вентиляторе второго контура

$$\pi_{\text{вII}} = p_{\text{кИД}}^* / p_H .$$

Приведение параметров двигателя к стандартным атмосферным условиям и построение стендовой дроссельной характеристики ГРДД

Для сравнения результатов испытаний одного и того же экземпляра двигателя или двигателей данной партии (серии) при различных атмосферных условиях требуется исключить влияние температуры и давления окружающей среды.

Для этого измеренные параметры ГРДД необходимо привести к стандартным атмосферным условиям.

В качестве стандартных при испытаниях ГТД в земных условиях ($H_{\text{п}}=0$, $M_{\text{п}}=0$) принимают

$$p_{H_0} = 101,33 \text{ кПа (760 мм рт. ст.);}$$

$$T_{H_0} = 288,16 \text{ К.}$$

Формулы приведения параметров двигателей, полученные на основе теории подобия, имеют следующий вид:

$$\begin{aligned} n_{\text{пр}} &= n_{\text{изм}} \sqrt{\frac{288,16}{T_H^*} \bar{n}}; \quad P_{\text{дв пр}} = P_{\text{дв изм}} \frac{101,33}{p_H} \bar{P}_{\text{дв}}; \\ p_{\text{пр}}^* &= p_{\text{изм}} \frac{101,33}{p_H} \bar{p}; \quad T_{\text{пр}}^* = T_{\text{изм}} \frac{288,16}{T_H} \bar{T}; \\ G_{\text{в пр}} &= G_{\text{в изм}} \frac{101,33}{p_H} \sqrt{\frac{T_H}{288,16}} \bar{G}_{\text{в}}; \\ G_{\text{м пр}} &= G_{\text{м изм}} \frac{101,33}{p_H} \sqrt{\frac{288,16}{T_H}} \bar{G}_{\text{м}}, \end{aligned}$$

где, \bar{n} , $\bar{P}_{\text{дв}}$, \bar{p} , \bar{T} , $\bar{G}_{\text{в}}$, $\bar{G}_{\text{м}}$ - поправочные коэффициенты, учитывающие отличие реального рабочего процесса ГТД от идеального, рассматриваемого в теории подобия при выводе этих формул. Отклонения от условий полного подобия вызывается изменением теплоемкости газа, газовой постоянной, числа Рейнольдса, геометрических искажений в проточной части под воздействием внешних атмосферных условий и режима работы двигателей, принятых при выводе формул приведения постоянными.

Проведенные исследования и опыт эксплуатации показывают, что для большинства современных двигателей при стендовых испытаниях в наземных условиях наиболее значима величина поправки на расход топлива $-\bar{G}_{\text{м}}$. Этот поправочный коэффициент может быть определен расчетным или

экспериментальным путем [3, с.133]. Зависимость поправочного коэффициента \bar{G}_m от температуры окружающего воздуха и режима работы двигателя АИ-25 показана на рис.8.16. Величину приведенного удельного расхода топлива получают по вычисленным значениям $G_{m \text{ пр}}$ и $P_{\text{дв пр}}$:

$$C_{\text{уд пр}} = G_{m \text{ пр}} / P_{\text{дв пр}}$$

После приведения экспериментальных данных к САУ строится приведенная дроссельная характеристика двигателя. Пример такой характеристики показан на рис. 8.17.

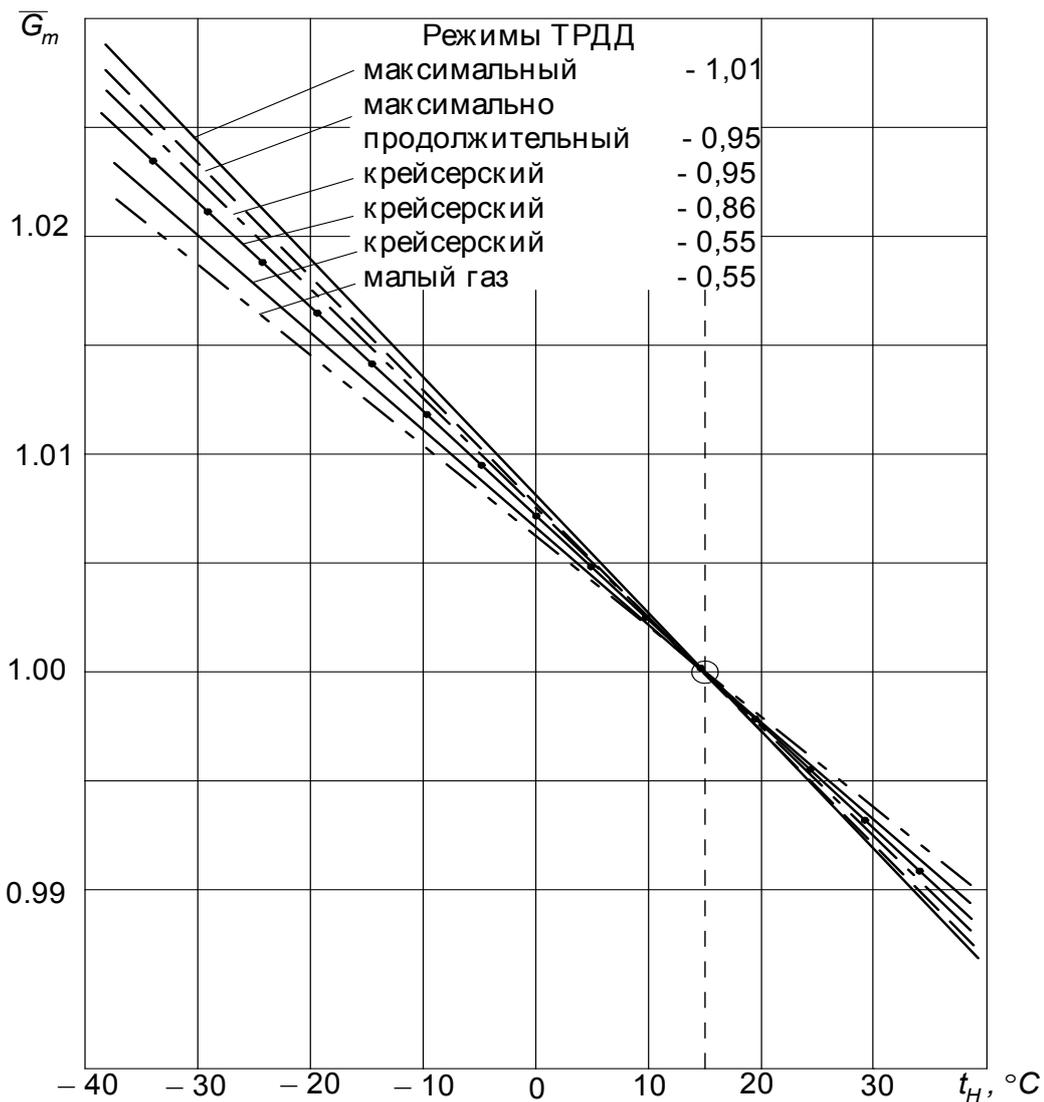


Рис. 8.16. Зависимость поправочного коэффициента к формуле приведения для расхода топлива АИ-25 от температуры t_H и $\bar{n}_{\text{реж}}$

Студенты при построении приведенной дроссельной характеристики используют стандартный лист (210×297) миллиметровки, выделяют на нем поля (слева 30 мм, справа 10, сверху 20, внизу 25 мм). Наименование графика, используемые масштабы, характер и расположение линий должны

соответствовать примеру на рис.8.17. График выполняется карандашом, с применением лекал.

Нормальными значениями параметров (НЗП) данного ТРДД называют его индивидуальные ОТД, измеренные в САУ на заданных в ТУ режимах работы.

К важнейшим ОТД ТРДД относятся: тяга $P_{дв}$, расход топлива G_m , удельный расход топлива $C_{уд}$, степень повышения давления в компрессоре $\pi_{к}^*$, температура за турбиной T_r^* , частота вращения роторов $n_{нд}$, $n_{вд}$ и другие.

Методика определения нормальных значений параметров ТРДД рассмотрена в главе 3 (раздел 3.8).

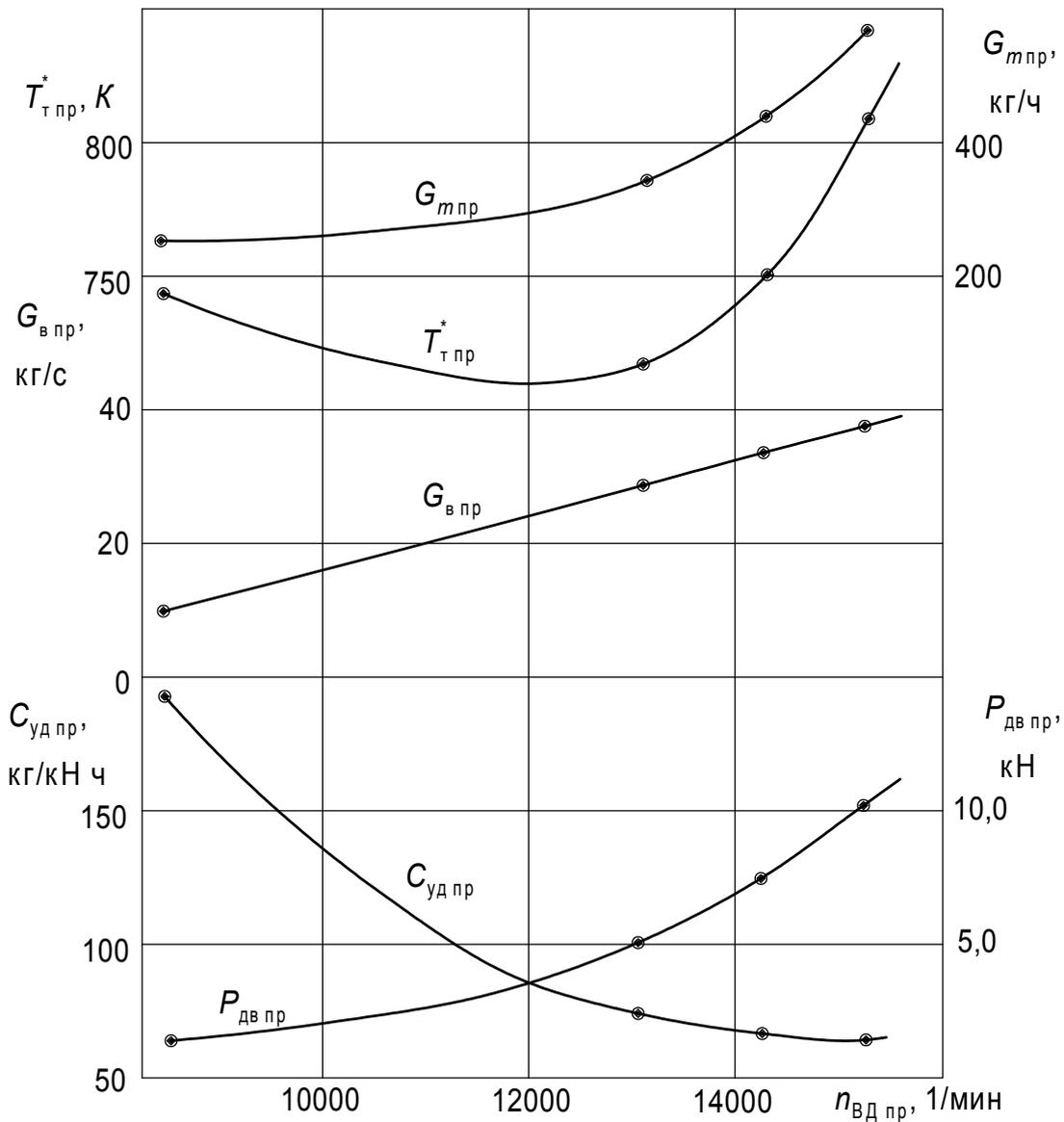


Рис.8.17. Пример приведенной дроссельной характеристики ТРДД АИ-25 ($H=0$, $M=0$)

Определение параметров ТРДД при работе на постоянном режиме при различных атмосферных условиях

Используя полученную при испытаниях приведенную дроссельную характеристику двигателя и заданный закон регулирования (зависимость частоты вращения ротора турбокомпрессора на каждом режиме от атмосферных условий), можно определить изменение параметров двигателя на любом режиме при различных атмосферных условиях (p_H, t_H).

Типичный закон регулирования ТРДД $n_{ВД\text{ режим}} = f(T_H^*)$ показан на рис.8.18.

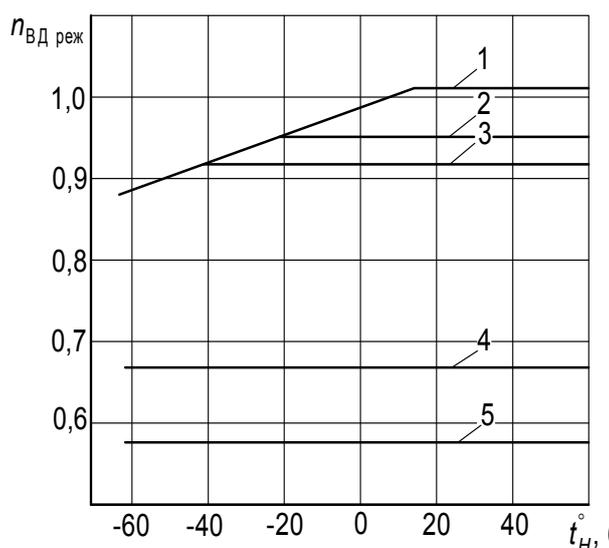


Рис. 8.18. Закон регулирования частоты вращения ТРДД АИ-25:

1 - взлетный режим;
2- максимальный продолжительный режим; 3, 4, 5 - крейсерский режим

Для определения, например, влияния температуры t_H на параметры ТРДД по выбранным значениям t_H находят по закону регулирования соответствующие частоты вращения на заданном режиме работы двигателя $\bar{n}_{\text{реж } i}$. Далее вычисляется физическая частота вращения ротора ВД:

$$n_{ВД\text{ режим } i} = n_{ВД\text{ норм}} \bar{n}_{ВД\text{ режим } i}$$

Полученные значения $n_{ВД}$ приводят по формуле приведения к САУ по параметрам на входе в двигатель:

$$n_{ВД\text{ пр } i} = n_{ВД\text{ режим } i} \sqrt{\frac{288,16}{T_{Hi}^*}},$$

где T_{Hi}^* - выбранное значение температур на входе в двигатель в градусах К.

Таким образом определяют режим работы ТРДД в САУ, подобный работе при температуре T_H^* . Пользуясь приведенной дроссельной характеристикой по величине $n_{ВД\text{ пр } i}$, определяют значения соответствующих

приведенных параметров ($G_{в пр}$, $G_{м пр}$ или $P_{дв пр}$ и т.д.). Затем, используя формулы приведения, пересчитывают найденные значения приведенных параметров в рассматриваемые атмосферные условия.

Таким образом, пользуясь дроссельной характеристикой ТРДД, измеренной в конкретных атмосферных условиях, можно определить влияние изменения атмосферных условий (p_H , t_H) на параметры данного ТРДД при заданном законе регулирования.

В лабораторной работе предлагается определить по полученной дроссельной характеристике зависимость $G_m = f(t_H)$ при $p_{H, \text{const}} = 101,325$ кПа на максимальном продолжительном или крейсерском режиме при четырех или пяти значениях температуры (например: -40, -20, 0, +20, +40°C). Группа студентов в 2-3 человека рассчитывает зависимость для какого-то одного режима.

По завершении строится график соответствующей зависимости в координатах $G_m = f(t_H)$. Этот график выполняется на оборотной стороне миллиметровки с дроссельной характеристикой (рис 8.19).

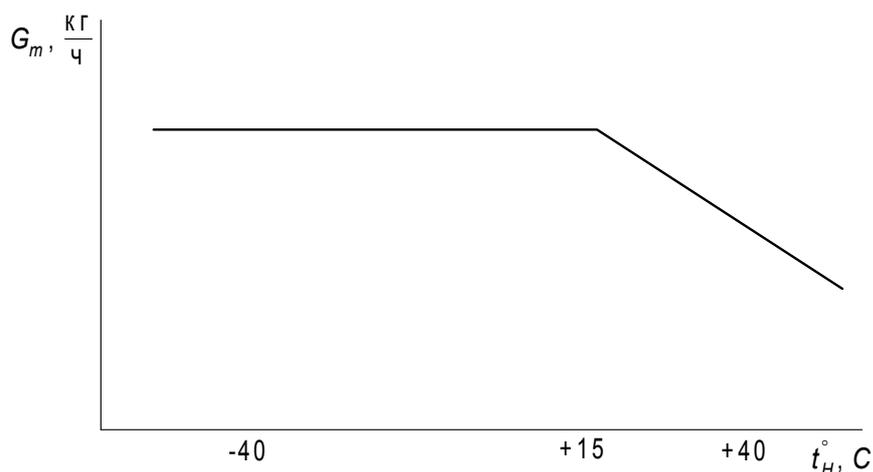


Рис. 8.19. Пример построения графика зависимости $G_m = f(t_H)$ на максимальном продолжительном режиме

К отчету по работе студентами должны быть представлены следующие материалы:

1. Полностью оформленный бланк замеров с результатами испытания, указанием номера группы с фамилиями и подписями студентов, производивших данные измерения.

2. Качественно оформленный протокол испытания с результатами всех расчетов и определенными величинами нормальных значений параметров двигателя на основных режимах работы. Протокол с указанием даты испытания, атмосферными условиями испытания подписывается студентом, оформившим его (см. Приложение 1).

3. График приведенной стендовой дроссельной характеристики с нанесенными экспериментальными точками режимов испытания и с указанием на характеристике нормальных значений параметров, соответствующих заданным в ТУ нормам тяги на каждом режиме.

4. График рассчитанной зависимости $G_m = f(t_H)$ при $p_H = const$ для одного из выбранных режимов.

5. Материалы в пп. 2, 3 и 4 представляются к отчету каждым студентом.

6. Зачет по лабораторной работе ставится при наличии у студента перечисленных выше материалов по результатам собеседования. Основные контрольные вопросы для подготовки к зачету приведены в приложении 2.

Список литературы к разделу 8.8

1. Солохин, Э.Л. Испытания авиационных воздушно-реактивных двигателей / Э.Л. Солохин. — М.: Машиностроение, 1975. — 356с.

2. Дорофеев, В.М. Испытания воздушно-реактивных двигателей / В.М. Дорофеев, В.Я. Левин. — М.: Оборонгиз, 1961. — 220 с.

3. Нечаев, Ю.Н. Теория авиационных газотурбинных двигателей / Ю.Н. Нечаев, Р.М. Федоров. — М.: Машиностроение, 1978. Ч.2. — 336 с.

4. Испытания воздушно-реактивных двигателей / А.Я. Черкез, И.И. Онищик, Е.М. Таран [и др.]; под общ. ред. А.Я. Черкеза. — М.: Машиностроение, 1992. — 304 с.

5. Литвинов, Ю. А. Характеристики и эксплуатационные свойства авиационных турбореактивных двигателей / Ю. А. Литвинов, В. О. Боровик, — М.: Машиностроение, 1979. — 288 с.

6. Авиационный двухконтурный турбореактивный двигатель АИ-25: — М.: Машиностроение, 1980. — 121 с.

7. Францев, В. К. Силовая установка самолетов ЯК-40 и М-15 / В.К. Францев, Н. А. Шерлыгин. — М.: Транспорт, 1981. — 231 с.

8. Шляхтенко, С. М. Испытания воздушно-реактивных двигателей / С.М. Шляхтенко; под ред. С. М. Шляхтенко, В. А. Сосунова. — М.: Машиностроение, 1979. — 432 с.

8.9. Определение крутящего момента при испытаниях ГТД

(Лабораторная работа № 9)

Цель работы – практическое овладение методикой измерения крутящего момента, а также навыками подготовки необходимой технической документации по результатам эксперимента. Данная цель достигается путем проведения статической и динамической градуировок устройства измерения крутящего момента.

Для этого в работе ставятся следующие *задачи*:

- изучение основных методов измерения крутящего момента (см. раздел 5.2 в гл.5 и раздел 6.7 в главе 6 учебного пособия).
- изучение экспериментальных стендов и оборудования для проведения испытаний ГТД с измерением крутящего момента;
- приобретение практических навыков проведения градуировок устройства измерения крутящего момента.

Методика проведения эксперимента

Эксперимент состоит в проведении градуировки системы измерения крутящего момента: балансирного электротормоза. В результате эксперимента получают статическую и динамическую градуировочные зависимости.

Вначале выполняется статическая градуировка. Для этого рабочая бригада (четверть учебной группы) делится на две группы, одна из которых занимает рабочее место в боксе непосредственно у балансирного электротормоза, вторая размещается в пультовой у вторичного прибора - в данном случае у частотомера ЧЗ-33.

Производится нагружение (прямой ход) градуировочного устройства образцовыми грузами (1...4 кг) до нагрузки 24 кг. При этом для каждого шага нагружения (в том числе и при нулевой нагрузке) фиксируется показание вторичного прибора. Затем таким же способом выполняется разгружение (обратный ход) градуировочного устройства. Запись показаний производится по звуковому сигналу, подаваемому с места нагружения.

Динамическая градуировка отличается от статической тем, что ротор моментоизмерительного устройства (балансирного электротормоза) при помощи стартера испытуемого двигателя в режиме «Холодная прокрутка» приводится во вращение.

Для выполнения динамической градуировки вся рабочая бригада располагается в пультовой у вторичного прибора. Операция нагружения и разгружения градуировочного устройства по требованию техники безопасности выполняет специально обученный слесарь-испытатель учебной лаборатории. Он же подает звуковые сигналы для снятия показаний вторичного прибора. Второй слесарь-испытатель с пульта управления включает стартер двигателя для раскрутки роторной части. Снимаются

показания при прямом и обратном ходе. Число таких показаний как при статической, так и при динамической градуировке должно составлять 7...8.

Обработка результатов измерений

Полученные при эксперименте результаты являются необходимым статистическим материалом для проведения метрологического анализа моментоизмерительного устройства. Для такого анализа обычно необходимо проведение 10 полных градуировок [6,7,8]. Однако время, отпущенное на лабораторную работу, не позволяет выполнить это требование.

Поэтому для ознакомления с метрологическим анализом в лабораторной работе используются результаты динамических градуировок, предварительно проведенных другими группами. В качестве примера в табл.8.3 приведены результаты пяти градуировок.

Таблица 8.3. Результаты градуировки

P,	Показания прибора при прямом и обратном ходе											
	1		2		3		4		5		6	
кг	$f_{пр}$	$f_{обр}$	$f_{пр}$	$f_{обр}$	$f_{пр}$	$f_{обр}$	$f_{пр}$	$f_{обр}$	$f_{пр}$	$f_{обр}$	$f_{пр}$	$f_{обр}$
0	3112	3112	3112	3112	3110	3111	3114	3116	3113	3115	Заполняется по результатам динамической градуировки в данной лабораторной работе	
4	3156	3157	3202	3203	3187	3183	3205	3203	3161	3172		
8	3276	3267	3276	3278	3285	3211	3278	3266	3283	3291		
12	3352	3350	3357	3328	3369	3290	3360	3358	3349	3353		
16	3428	3437	3438	3442	3459	3451	3436	3444	3438	3442		
20	3512	3514	3519	3521	3521	3524	3518	3525	3518	3519		
24	3592	3587	3582	3583	3599	3603	3598	3608	3597	3599		

K - режимы нагрузки; P - нагрузка.

Условимся совокупность опытов (прямого или обратного хода) на каждом режиме нагрузки характеризовать индексом i , а режимы нагрузки индексом j . Для характеристики градуировки, т.е. совокупности, состоящей из прямого и обратного хода нагружения, используем индекс z . Таким образом:

$$i = 1, 2, \dots, n;$$

$$j = 1, 2, \dots, K;$$

$$z = 1, 2, \dots, N \text{ (при этом } N=2n\text{)}.$$

Используя данные табл.8.3 и результаты, полученные в эксперименте, определяют основные величины для метрологического анализа (в данном случае $n=12$, $K=7$, $N=6$). К ним относятся:

1. Величина чувствительности для каждого режима нагрузки

(кроме $P=0$), Гц/кг:

$$\rho_i = \frac{1}{n} \left[\binom{n}{1} f_i \Big|_{j+1} - \binom{n}{1} f_i \Big|_j \right] \cdot \frac{1}{P_{j+1} - P_j}.$$

2. Вариация момента измерительного устройства, Гц:

$$b_i = \frac{1}{N} \sum_{z=1}^N \left| f_{np_z} - f_{обp_z} \right|.$$

3. Для каждого из режимов нагрузки определяют среднее (градуировочное) значение частоты, Гц:

$$\bar{f}_j = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n f_i.$$

4. Определяют погрешности отдельных измерений, Гц:

$$\Delta_i = f_i - \bar{f}_i.$$

5. Определяют среднеквадратичную погрешность результата для каждого режима нагрузки, Гц

$$S = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n \Delta_i^2}{n-1}}.$$

6. Задаются значением надежности $\alpha = 0,975$ (0,9; 0,975; 0,995; 0,999).

7. По табл.8.4 определяют значение коэффициента Стьюдента – t_α .

8. Определяют границы доверительного интервала:

$$\Delta_f = t_\alpha S.$$

9. Оценивают относительные погрешности режима нагружения, %:

$$\varepsilon = \frac{\Delta_f}{f} 100.$$

10. Результаты вычисления метрологических характеристик заносятся в таблицу протокола.

Таблица 8.4 Значение коэффициента t_α [9]

$n-1$	α			
	0,9	0,975	0,995	0,999
1	6,31	12,71	63,7	636,6
2	2,92	4,3	9,92	31,6
3	2,35	3,18	5,84	12,94
4	2,13	2,77	4,60	8,61
5	2,02	2,67	4,03	6,86
6	1,943	2,45	4,71	5,96
7	1,895	2,36	3,50	5,40
8	1,860	2,31	3,36	5,04
9	1,833	2,26	3,25	4,78
10	1,812	2,23	3,17	4,59
11	1,363	2,20	3,11	4,02
12	1,356	2,18	3,06	3,93

11. По результатам градуировки балансирного электротормоза строится градуировочный график статического и динамического нагружения (рис.8.20).

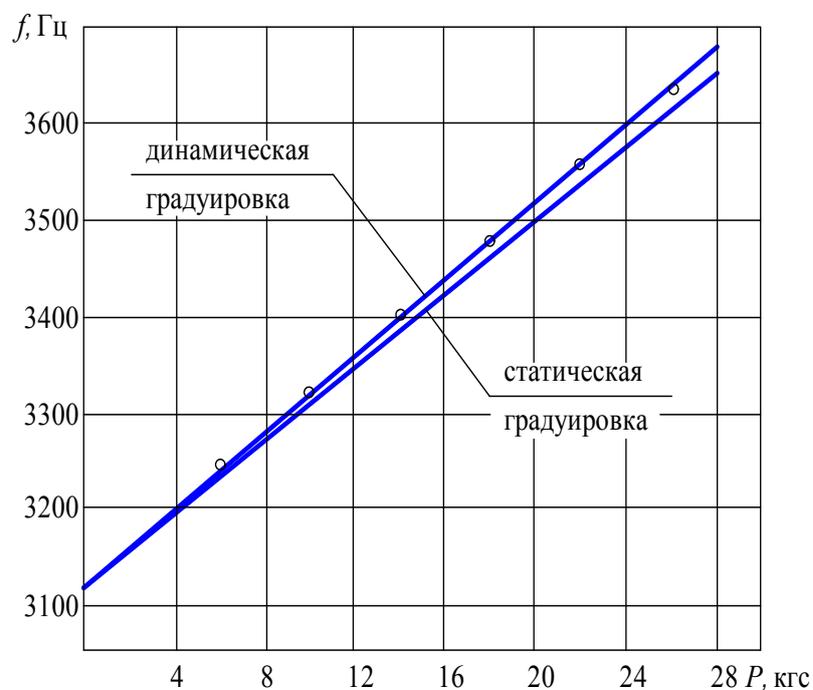


Рис. 8.20. Градуировочный график статического и динамического нагружения

Требования к материалам отчета

К отчету по лабораторной работе должны быть представлены каждой рабочей бригадой следующие материалы:

1) полностью оформленный протокол лабораторной работы с результатами градуировки, номером группы, фамилиями, инициалами и подписями студентов из состава бригады;

2) два градуировочных графика по результатам градуировки балансирного электротормоза.

Графики должны быть оформлены на миллиметровке (карандашом) и подписаны всеми студентами бригады.

Вопросы

1. Для испытания каких типов ГТД используют системы измерения $M_{кр}$?
2. Каковы три основных типа динамометров для измерения $M_{кр}$?
3. Из каких основных узлов состоит гидротормоз?
4. Каков принцип его работы? За счет каких факторов происходит поглощение подведенной энергии?
5. Как регулируется величина загрузки гидротормоза?
6. В чем отличие балансирного электродинамометра от гидротормоза?
7. На чем основано измерение $M_{кр}$ редукторным динамометром?
8. Каковы главные особенности измерения крутящего момента крутильными динамометрами?
9. Каковы главные агрегаты испытательного стенда учебной лаборатории?
10. Какие конструктивные параметры гидротормоза определяют поглощаемую мощность?
11. Зачем проводят статическую и динамическую градуировки?

Список литературы к разделу 8.9

1. Кац, С. М. Балансирные динамометры для измерения вращающегося момента / С. М. Кац. - М.: - Госиздат, 1962. - 144 с.
2. Одинец, С.С. Средства измерения крутящего момента / С.С. Одинец, Г.Е. Топлин - М.: Машиностроение, 1977. - 160 с.
3. Скубачевский, Г. С. Авиационные газотурбинные двигатели / Г.С. Скубачевский, - М.: Машиностроение, 1981. - 550 с.
4. Солохин, Э. Л. Испытания воздушно-реактивных двигателей / Э. Л. Солохин - М.: Машиностроение, 1975. - 356 с.
5. Старинская, С. Б. Элементы теории погрешностей / С. Б. Старинская - М.: МАИ, 1975.- 64 с.
6. Преображенский, В.П. Теплотехнические измерения и приборы: учебник/ В.П. Преображенский - М.: Энергия, 1978. - 704 с.
7. Метрологическое обеспечение испытаний газотурбинных двигателей: метод. указания Минавиапрома 449-79- М.: МАП, 1979. - 16 с.

8.10. Средства измерений при автоматизации испытаний ГТД

(Лабораторная работа № 10)

Цель лабораторной работы – ознакомление с различными методами и средствами измерения параметров ГТД, применяемыми при автоматизации их испытаний, приобретение навыков работы с измерительными приборами.

Задачи лабораторной работы:

- 1) изучение устройства и принципа работы датчиков, применяемых при автоматизированных испытаниях ГТД;
- 2) проведение экспериментов по измерению температуры, давления, тяги и расхода топлива.

Порядок проведения работы

1. Проверка готовности студентов к выполнению лабораторной работы. Для подготовки к лабораторной работе необходимо заранее изучить данное руководство и соответствующие разделы курса лекций и рекомендуемой литературы.

2. Практическое изучение первичных преобразователей и измерительных приборов (см. гл. 6 учебного пособия).

3. Проведение экспериментов по измерению температуры, давления, усилий и расхода.

4. Отчет по лабораторной работе (проводится в виде опроса студентов по материалу лабораторной работы).

МЕТОДИКА ПРОВЕДЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

В лабораторной работе проводятся следующие эксперименты: измерение температуры с помощью термопар; измерение давления с помощью ИКД; измерение расхода жидкости с помощью ТДР и штихпробера; градуировка силоизмерительного устройства с датчиком ТВС.

Измерение температуры с помощью термопар

Экспериментальная установка состоит из термостата с нагревательным элементом, внутри которого установлена хромель-копелевая термопара, соединенная с цифровым милливольтметром. По показаниям цифрового милливольтметра с помощью градуировочной характеристики, хромель-копелевой термопары, приведенной в табл.6.2, определяется несколько значений температуры воздуха внутри термостата при нагреве и охлаждении нагревательного элемента.

При этом необходимо учитывать, что холодный спай термопары, образованный в месте соединения компенсационных проводов с медными проводами измерительного прибора, находится в помещении и имеет

температуру окружающего воздуха, т.е. $t_0=t_n$. Результаты измерений и их обработка помещаются в протокол в виде табл.8.5.

Таблица 8.5. Измерение температуры

Номер режима	$E_{\text{изм}}$, мВ	t_0 , °C	E_0 , мВ	E , мВ	t , °C

Обработка результатов измерений осуществляется в следующей последовательности: по данным табл.8.10.1 строится график градуировочной характеристики хромель-копелевой термопары. Образец оформления графика градуировочной характеристики приведен на рис.8.21. По измеренной температуре холодного спая термопары $t_0=t_n$ с помощью графика градуировочной характеристики определяется термоЭДС E_0 . При измерении температуры по цифровому милливольтметру определяется величина термоЭДС $E_{\text{изм}}$. Затем вычисляется значение

$$E = E_0 + E_{\text{изм}}$$

По величине $E_{\text{изм}}$ с помощью графика градуировочной характеристики определяется величина измеренной температуры t .

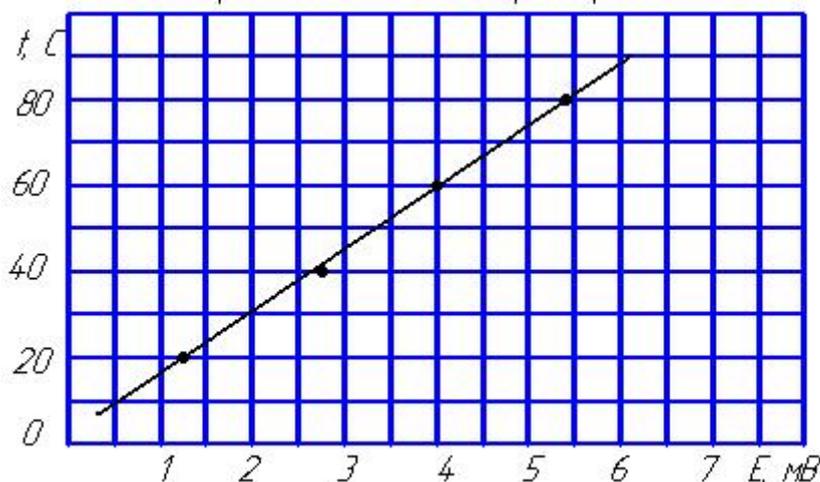


Рис.8.21. Образец оформления градуировочной характеристики хромель-копелевой термопары

Измерение давления с помощью ИКД-27

На вход в три одинаковых ИКД-27 с пульта управления подают сжатый воздух. Редуктором устанавливают несколько значений давления, которые контролируются по образцовому манометру. С помощью цифрового

вольтметра снимают показания каждого ИКД-27. Затем по единой градуировочной характеристике, приведенной в данных методических указаниях, определяют величину измеряемого давления. Значение номинального давления ИКД указано на их корпусе. После этого вычисляют случайную и систематическую погрешности измерений.

Результаты измерений и их обработки помещаются в протокол в виде табл.8.6. Обработка результатов измерений осуществляется в следующей последовательности. По величине номинального давления $p_{ном}$, указанного на корпусе ИКД-27, с помощью единой градуировочной характеристики, представленной в табл.6.3 (раздел 6.2, гл.6) рассчитывают и строят на графике размерную градуировочную характеристику применяемых ИКД-27.

Образец оформления градуировочной характеристики представлен на рис.8.22. На корпусе ИКД-27 величина номинального давления указывается в $кГ/см^2$.

Таблица 8.6. Измерение давлений

№	$p_{обр}$ дел.	U_1 В	U_2 В	U_3 В	$p_{обр}$ кПа.	p_1 , кПа.	p_2 , кПа.	p_3 , кПа.	p , кПа.	$\delta_{сист.}$, %.	S , кПа.	$\delta_{случ.}$ %.

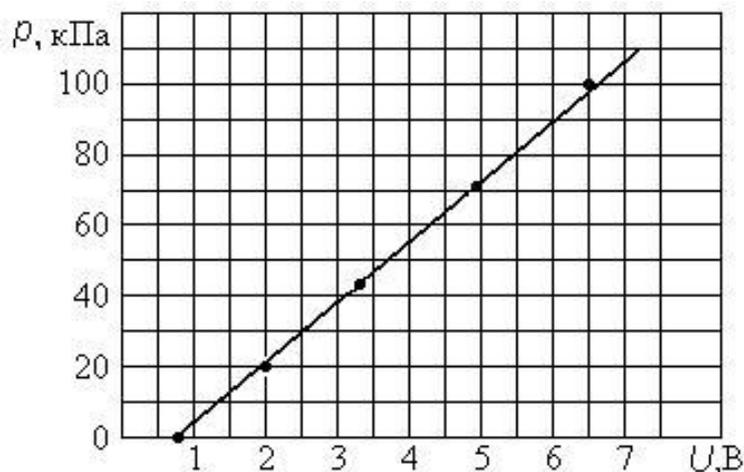


Рис.8.22. Образец оформления градуировочной характеристики датчика ИКД-27

С помощью построенной градуировочной характеристики по величинам напряжения на выходе из датчиков ИКД-27 определяются значения измеряемого давления. Для каждого режима по показаниям датчиков ИКД-27 делается оценка измеряемого давления. В качестве этой оценки принимается среднее арифметическое из показаний трех датчиков ИКД-27:

$$\bar{p} = \frac{\sum_{i=1}^n p_i}{n},$$

где n - количество измерений на данном режиме ($n=3$).

Вычисляется оценка средней квадратической погрешности измерения

$$S = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (p_i - \bar{p})^2}{n-1}}$$

и случайная погрешность измерения давления

$$\Delta_{случ} = \pm t_p S,$$

где t_p - квантиль распределения Стьюдента, определяемая в зависимости от числа степеней свободы $f = n-1$ и принятой доверительной вероятности P .

При $n=3$ и $P=0,9$ значение $t_p = 2,92$; относительная случайная погрешность измерения давления

$$\delta_{случ} = \frac{\Delta_{случ}}{p} \cdot 100\%.$$

Затем определяется оценка систематической погрешности измерения давления

$$\Delta_{сист} = \bar{p} - p_{ист},$$

где $p_{ист}$ - истинная величина давления.

Здесь в качестве величины истинного давления можно принять показание образцового манометра $p_{обр}$, так как его погрешность в несколько раз меньше, чем погрешность ИКД-27:

$$p_{ист} = p_{обр} \text{ кПа} = \frac{98,1 \cdot 2,5}{100} \cdot p_{обр} \text{ дел.}$$

Относительная систематическая погрешность измерения давления

$$\delta_{сист} = \frac{\Delta_{сист}}{p_{обр}} \cdot 100\%.$$

Измерение расхода жидкости с помощью ТДР и штихпробера

Датчик расхода ТДР подключается к водяной магистрали. Вращая вентиль, изменяют расход воды через ТДР. При этом фиксируют частоту электрических импульсов, подаваемых датчиком, с помощью цифрового паспорта, определяют объемный расход воды.

Штихпробер заполняется керосином, который затем сливают в мерную емкость. С помощью электрического или ручного секундомера определяется время расходования мерного объема. Измерив плотность керосина денсиметром и зная величину мерного объема штихпробера, определяют средний массовый расход керосина.

Результаты измерений и их обработки помещаются в протокол в виде табл.8.7. Обработка результатов измерений производится в следующей последовательности.

Таблица 8.7. Измерение расхода жидкости

ТДР					Штихпробер			
Номер режима	f , Гц	Q , л/с	ρ , кг/м ³	G , кг/с	τ , с	$V_{шт}$, м ³	ρ , кг/м ³	G , кг/с

Для датчика расхода ТДР. По измеренной частоте электрических импульсов f с помощью градуировочной характеристики определяется объемный расход жидкости Q :

$$Q = \alpha + \nu f,$$

где $\alpha = 0,4421 \cdot 10^{-3}$, $\nu = 0,7928 \cdot 10^{-3}$ - коэффициенты градуировочной характеристики датчика ТДР (величины коэффициентов « α » и « ν » даны в паспорте датчика).

Косвенным измерением определяется плотность жидкости, кг/м³

$$\rho = \rho_0 [1 - 0.0078 (t - 20)],$$

где ρ_0 - плотность жидкости при температуре 20°C;

t - температура жидкости в °C.

Вычисляется массовый расход жидкости – $G = \rho Q$.

Для штихпробера массовый расход жидкости

$$G = \frac{V_{шт} \rho}{\tau},$$

где $V_{шт}$ – величина мерного объема штихпробера;

τ – время расходования мерного объема;

ρ – плотность керосина.

Градуировка силоизмерительного устройства с датчиком тяги ТВС

При градуировке силоизмерительного устройства его подвижная платформа нагружается заданным усилием P , которое последовательно изменяется в сторону увеличения (прямой ход) и затем в сторону уменьшения (обратный ход).

При этом всякий раз с помощью цифрового милливольтметра фиксируется напряжение на выходе из ТВС.

На учебном стенде для испытаний ТРДД АИ-25 заданные усилия создаются путем последовательного навешивания и затем снятия с градуировочного устройства семи грузов массой по 25 кг. Сила веса этих грузов, увеличенная в десять раз с помощью специальной рычажной системы, передается на подвижную платформу силоизмерительного устройства, имитируя тягу двигателя. Последовательное подвешивание и снятие грузов осуществляется с помощью специальной автоматизированной системы.

По полученным экспериментальным точкам строится график зависимости $P = f(U_{\text{вых } 0})$, который в дальнейшем можно использовать для расшифровки показаний датчика тяги ТВС при испытании двигателя.

Результаты наблюдений и их обработки для получения градуировочной зависимости помещаются в протокол в виде табл.8.8. Образец оформления графика градуировочной характеристики силоизмерительного устройства приведен на рис.8.23.

Таблица 8.8. Градуировка силоизмерительного устройства с ТВС

Номер режима	P , кг	$U_{\text{пр.х}}$, мВ	$U_{\text{обр.х}}$, мВ	$U_{\text{ср}}$, мВ	P , кН

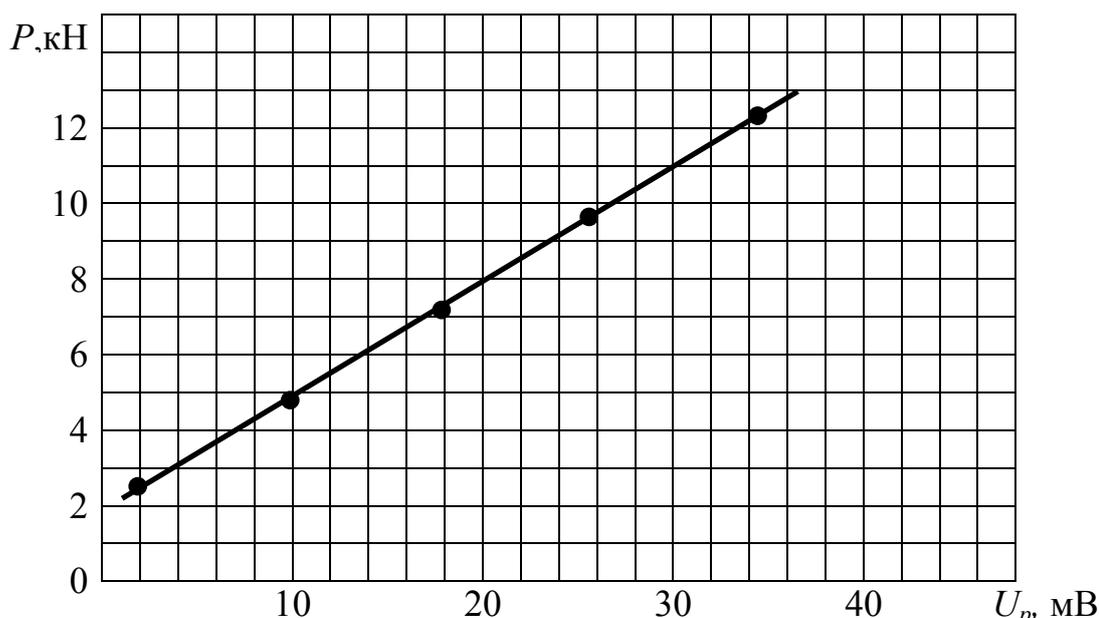


Рис.8.23. Образец оформления градуировочной зависимости $P_{\text{дв}} = f(U_p)$

В протоколе лабораторной работы кратко описывается содержание проводимых экспериментов, зарисовываются схемы используемых в экспериментах датчиков, записываются расчетные формулы. Оформленный протокол и построенные графики градуировочных характеристик предъявляются преподавателю.

Вопросы

1. Какие датчики используются для измерения тяги?
2. Как устроен датчик ТВС?
3. Чем измеряется расход топлива?
4. Какую погрешность измерения имеет турбинный расходомер?
5. Для чего используется датчик углового перемещения?
6. Какая точность у датчика перемещения?
7. Какие датчики используются для измерения частоты вращения вала?
8. Какие датчики используются для измерения температуры и давления?
9. Какие методы используются для измерения расхода воздуха?
10. Какую погрешность измерения имеют современные датчики измерения расхода и тяги?

Список литературы к разделу 8.10

1. Компанец, В.К. Технические средства АСНИ ГТД на базе КАМАК и микроЭВМ / В.К. Компанец, О.Д. Скобелев. - Куйбышев: КуАИ, 1983. – 90с.
2. Солохин, Э.Л. Испытания авиационных воздушно-реактивных двигателей / Э.Л. Солохин. - М.: Машиностроение, 1975. – 356с.
3. Электрические измерения неэлектрических величин. 5-е изд /под ред. П.В.Новицкого. - Л.: Энергия, 1975. – 576с.
4. Черкез, А.Я. Испытания воздушно-реактивных двигателей / А.Я. Черкез, И.И. Онищик, Е.М. Таран; под общ. ред. А.Я. Черкеза. — М.: Машиностроение, 1992. — 304 с.
5. Крамарухин, Ю.Е. Приборы для измерения температуры / Ю.Е. Крамарухин. – М.: Машиностроение, 1990. – 208с.

8.11 Градуировка и аттестация измерительных каналов АСИ ГТД

(Лабораторная работа № 11)

Цель работы – изучение принципов метрологической аттестации измерительных каналов автоматизированной системы испытаний ГТД.

Задачи : изучение методик проведения экспериментов по градуировке и метрологической аттестации измерительных каналов; изучение метрологических характеристик измерительных каналов и методов их расчета.

Порядок проведения лабораторной работы

Лабораторная работа выполняется в определенной последовательности:

1. Проверка готовности студентов к выполнению данной лабораторной работы. Для подготовки к работе необходимо заранее изучить раздел 6.8 и системы измерения тяги и давления в главе 6 пособия.
2. Проведение экспериментов по градуировке и метрологической аттестации каналов измерения тяги и давления.
3. Расчет градуировочных и метрологических характеристик канала измерения тяги вручную.
4. Анализ полученных метрологических характеристик каналов измерения тяги и давлений.
5. Оформление протокола лабораторной работы.
6. Отчет по лабораторной работе.

Методика проведения эксперимента

При выполнении лабораторной работы предусмотрено проведение экспериментов по метрологической аттестации каналов измерения давления и тяги (рис 8.24). Метрологическая аттестация этих измерительных каналов производится по методике, описанной в предыдущем разделе 6.8, гл. 6 настоящего пособия.

Разработанное программное обеспечение для ИВК позволяет осуществить метрологическую аттестацию одновременно нескольких однотипных измерительных каналов. Поэтому при проведении метрологической аттестации давления, задаваемые с помощью воздушного редуктора, подаются одновременно на три датчика ИКД- 27-1,6.

После подготовки ИВК к работе в режиме метрологической аттестации на вход датчиков ИКД-27-1,6 последовательно в прямом и обратном порядке подаются четыре величины давления, контролируемые по образцовому манометру:

$$p_1 = 0; \quad p_2 = 4,9 \text{ кПа (} 0,5 \text{ кг/см}^2 \text{ или 20 делений шкалы манометра);}$$

$$p_3 = 9,8 \text{ кПа (} 1,0 \text{ кг/см}^2 \text{ или 40 делений шкалы манометра);}$$

$$p_4 = 14,7 \text{ кПа (} 1,5 \text{ кг/см}^2 \text{ или 60 делений шкалы манометра).}$$

В ЭВМ регистрируются полученные значения цифровых кодов X . Затем методом наименьших квадратов определяются коэффициенты полиномов 2-й степени, аппроксимирующих градуировочные характеристики трех датчиков ИКД-27-1,6, после чего вычисляются значения погрешностей аппроксимации и вариации. Полученные данные в табличном виде выводятся на принтер.

Для определения погрешности измерения давления с помощью рассматриваемых измерительных каналов давления на вход датчиков ИКД-27-1,6 подаются по шесть раз давления $p_1 = 0$, $p_2 = 4,9$ кПа, $p_3 = 9,8$ кПа, $p_4 = 14,7$ кПа. Это осуществляется в процессе трехкратного нагружения измерительных каналов в порядке, предусмотренным при их градуировке. С помощью ИВК производится измерение всех подаваемых давлений, после чего по формулам, приведенным в предыдущем разделе, рассчитывается систематическая, случайная и суммарная погрешности измерения давления. Полученные данные выводятся в табличном виде на принтер.



Рис. 8.24. Структурная схема канала измерения тяги учебной АСИ ТРДД АИ – 25 с устройством для его метрологической аттестации

С помощью автоматизированного устройства для метрологической аттестации силоизмерительный станок с датчиком ТВС-2 нагружается силами $P_1 = 0$, $P_2 = 2,45$ кН (250 кг·с), $P_3 = 4,9$ кН (500 кг·с), $P_4 = 7,35$ кН (750 кг·с), $P_5 = 9,8$ кН (1000 кг·с).

В ЭВМ фиксируются соответствующие цифровые коды X_i . Градуировка и метрологическая аттестация канала измерения тяги осуществляются по той же методике, что и каналы измерения давления. Для аппроксимации градуировочной характеристики канала измерения тяги принимается полином 1-й степени (прямая линия).

Для улучшения усвоения принципов проведения метрологической аттестации измерительных каналов определение градуировочной характеристики и погрешности канала измерения тяги осуществляется вручную.

Для этого задаваемые при градуировке измерительного канала величины нагрузки P_i на силоизмерительный станок и получаемые цифровые коды X'_{inx} и X'_{iox} записываются в протокол лабораторной работы в виде табл.8.9.

Чтобы при расчетах получались менее громоздкие цифры, в дальнейшую обработку пускаются величины цифровых кодов X'_{inx} и X'_{iox} проводят с величинами цифровых кодов, нормированных по формуле

$$X_i = \frac{X'_i - 2048}{400}.$$

Обработка полученных результатов производится по методике, изложенной в предыдущем разделе. По формуле (8.2) вычисляются средние значения цифрового кода X_i на каждой ступени нагружения.

Градуировочная характеристика канала измерения тяги с достаточной точностью описывается прямой линией $\hat{P} = a_0 + a_1 X$. В этом случае для вычисления значений коэффициентов a_0 и a_1 по методу наименьших квадратов могут быть использованы простые формулы:

$$a_1 = \frac{q - X_{cp} P_{cp}}{d - X_{cp}^2},$$

где
$$X_{cp} = \frac{\sum_{i=1}^n X_i}{n}; P_{cp} = \frac{\sum_{i=1}^n P_i}{n}; q = \frac{\sum_{i=1}^n (X_i P_i)}{n}; d = \frac{\sum_{i=1}^n X_i^2}{n};$$

$$a_0 = P_{cp} - a_1 X_{cp}.$$

Для облегчения вычислений промежуточные результаты рекомендуется оформлять в виде табл. 8.9.

С помощью полученной градуировочной характеристики по величинам X_i вычисляются оценки силы \hat{P}_i . Рассчитываются значения разности $\hat{P}_i - P_i$. Из них выбирается максимальное по модулю значение разности $|\hat{P}_{cp} - P_i|_{max}$, по формуле (8.4) рассчитывается погрешность аппроксимации δ_{appr} .

Затем с помощью градуировочной характеристики по величинам X_{inx} и X_{iox} вычисляются значения оценок \hat{P}_{inx} и \hat{P}_{iox} . Рассчитываются значения разности $\hat{P}_{inx} - \hat{P}_{iox}$. Из них выбирается максимальное по модулю значение $|\hat{P}_{inx} - \hat{P}_{iox}|_{max}$ и по формуле (8.5) рассчитывается погрешность вариации $\delta_{вар}$.

Рассчитанные значения коэффициентов a_0 и a_1 градуировочной характеристики, а также величины погрешностей аппроксимации δ_{appr} и вариации $\delta_{вар}$ приводятся в протоколе лабораторной работы.

Для проведения производится трехкратное нагружение канала измерения тяги в последовательности, принятой при его градуировке. В результате на каждой ступени нагружения получается шесть значений цифровых кодов.

Задаваемые величины нагрузки P и получаемые цифровые коды X' заносятся в протокол лабораторной работы в виде табл.8.10. Рассчитываются нормированные значения цифровых кодов X . По полученным значениям нормированных цифровых кодов с помощью ранее определенной градуировочной характеристики определяются оценки тяги.

Дальнейшая обработка полученных данных проводится по методике, приведенной в разделе 6.8 , гл.6 учебного пособия.

Для каждой ступени нагружения вычисляются:

среднее значение оценки силы P_{cp} по формуле (6.6);

систематическая погрешность $\delta_{сист}$ по формуле (6.7);

среднее квадратическое отклонение S по формуле (6.8);

случайная погрешность $\delta_{случ}$ по формуле (6.9);

суммарная погрешность по формуле (6.10).

Результаты проведенных расчетов приводятся в протоколе в виде табл.8.10.

В заключение лабораторной работы на основе анализа результатов, полученных при метрологической аттестации измерительных каналов давления и тяги, делается письменный вывод о качестве указанных измерительных каналов и возможности их использования при проведении испытания двигателя.

При оформлении протокола лабораторной работы зарисовываются схемы каналов измерения давления и тяги, приводится краткое описание методики проведения экспериментов, записываются расчетные формулы, вклеивается таблица с метрологическими характеристиками какого-либо измерительного канала, полученная на принтере.

Таблица 8.9. Значения погрешностей градуировки ИК

№ п/п	P_i	$X'_{икх}$	X'_{iox}	$X_{икх}$	X_{iox}	X_i	$X_i P_i$	X_i^2	\hat{P}_i	$\hat{P}_i - P_i$	\hat{P}_{iox}	$\hat{P}_{икх}$	$\hat{P}_{икх} - \hat{P}_{iox}$	Результаты расчетов
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
1														$a_0 =$ $a_1 =$ $\delta_{\text{аппр}}$ $\delta_{\text{вар}}$
2														
3														
4														
5														
	P_{cp}					X_{cp}	$q =$	$d =$						

Таблица 8.10. Значения погрешностей аттестации ИК

№ п/п	P_i	X'_1	X'_2	X'_3	X'_4	X'_5	X'_6	X_1	X_2	X_3	X_4	X_5	X_6
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14
1													
2													
3													
4													
5													
№ п/п	P_i	\hat{P}_1	\hat{P}_2	\hat{P}_3	\hat{P}_4	\hat{P}_5	\hat{P}_6	\hat{P}_Φ	$\hat{P}_\Phi - P$	$\delta_{\text{смет}}$	S	$\delta_{\text{случ}}$	δ_Σ
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14
1													
2													
3													
4													
5													

Вопросы

1. Чем отличается градуировка измерительных каналов от метрологической аттестации?
2. С какой целью делается метрологическая аттестация?
3. Как определяется систематическая погрешность измерения, какие факторы способствуют увеличению данного вида погрешностей измерения?
4. Как определяется случайная погрешность измерения?
5. Какие факторы вызывают увеличение значений случайных погрешностей измерения?
6. Какими методами пользуются при обработке градуировочных экспериментальных значений для получения зависимости $P = f(\alpha)$?
7. Погрешности вариации и аппроксимации; что вызывает появление данных погрешностей при градуировке?

8.12 Автоматизированная система испытаний ТРДД АИ-25

(Лабораторная работа № 12)

Цель лабораторной работы – ознакомление с комплексом технических средств и с методикой экспериментального определения основных параметров двигателя при применении автоматизированной системы испытаний.

В лабораторной работе ставятся *следующие задачи*:

- а) изучение автоматизированной системы испытания АСИ ГТД, основных ее подсистем и внешних устройств;
- б) ознакомление с устройством связи ПЭВМ с объектом (УСО);
- в) ознакомление с основными алгоритмами сбора и обработки информации автоматизированной системы испытаний ТРДД.
- г) участие в испытании, определении нормальных значений параметров ТРДД АИ-25, получение протокола экспресс-анализа результатов испытаний.

Методика и порядок проведения эксперимента

Производится подготовка к работе стендовых систем и ИВК. После нажатия кнопки «Пуск» программы «АСИ-ТРДД» по команде с компьютера осуществляется последовательно запуск ВГТД АИ-9, затем двигателя АИ-25.

В случае успешного запуска ТРДД АСИ отключает АИ-9 и выводит испытываемый двигатель на заданный режим.

После выдержки двигателя на заданном режиме работы в течение нескольких минут для стабилизации его параметров по команде АСИ, управляющей работой двигателя, производится запись параметров.

АСИ осуществляет измерение параметров, обработку полученных результатов и вывод измеренных параметров на демонстрационные панели с последующей распечаткой в виде протокола испытания.

По заданной программе АСИ подает команду на включение дистанционно управляемого РУД и двигатель переводится на следующий режим.

Указанные операции повторяются согласно задаваемой АСИ программе. Обычно при проведении испытания двигателя его параметры измеряются на четырех режимах.

После обработки данных необходимая информация выводится на экраны мониторов и демонстрационные панели, с которых студенты могут снимать показания виртуальных приборов, с помощью которых регистрируются параметры двигателя и средние значения двоичных кодов каждого параметра.

Далее результаты испытаний распечатываются на принтере практически в темпе проведения эксперимента.

Ознакомление с процессом обработки измерительной информации в АСИ

Для улучшения усвоения принципов обработки результатов измерений в АСИ предусмотрено все операции, выполняемые системой для определения $C_{уд.пр}$, провести на двух режимах работы двигателя "вручную".

Определение $C_{уд.пр}$ "вручную" производится в следующей последовательности.

После завершения печати фрагментов протокола испытания с результатами обработки параметров, измеренных на втором и четвертом режимах, производится определение величин двоичных кодов, соответствующих замеренным значениям температуры T_B и T_m , расхода топлива G_m и тяги P на этих режимах. Фиксируются также двоичные коды, соответствующие измерению p_n .

Указанные значения двоичных кодов берутся из файлов, в которые записываются результаты измерений по каждому каналу во время испытания двигателя.

Получаемые данные заносятся в протокол лабораторной работы в виде табл. 8.11.

Далее вычисляются средние по циклам измерений значения цифровых кодов указанных параметров:

$$x(\bar{P}) = \frac{\sum_{i=1}^n x(P_i)}{n},$$

где n - количество циклов измерений.

Т а б л и ц а 8.11. Значение двоичных кодов

Номер режима работы двигателя	Номер цикла измерений	$x(T_B)$	$x(T_m)$	$x(G_m)$	$x(P)$
2	1				
	2				
	3				
4	1				
	2				
	3				

Осуществляется отбраковка аномальных измерений параметров. Обычно аномальные измерения обрабатываются по статистическим критериям, однако для упрощения процедуры отбраковки можно применять способ, основанный на условии

$$x(P_i) - x(\bar{P}) < \varepsilon,$$

где ε - наперед заданная величина (рекомендуемая величина $\varepsilon = 200$), что составляет отклонение параметра более чем на 10%;

\bar{P} - среднее значение результатов измерений данного параметра.

Если для какого-либо значения параметра P_i это условие не выполняется, то величина параметра признается ошибочной и отбраковывается. Средняя величина параметра \bar{P} вычисляется вновь без учета отбракованного значения.

Чтобы при расчетах получались менее громоздкие цифры, дальнейшую обработку ведем со средними цифровыми кодами $x(\bar{P})$, нормированными по формуле

$$x(\tilde{P}) = \frac{x(\bar{P}) - 2048}{400}.$$

Полученные средние значения цифровых кодов по каждому параметру записываются в протокол в виде табл.8.12.

Т а б л и ц а 8.12. Осредненные цифровые коды параметров

Номер режима работы двигателя	Номер цикла измерений	$x(\bar{T}_B^*)$	$x(\bar{T}_m^*)$	$x(\bar{Q}_m^*)$	$x(\bar{P})$
2					
4					

После обработки данных необходимая информация выводится на экран монитора и распечатывается на принтере практически сразу после запуска программы АСИ-ВРД.

Таким же образом осуществляется обработка и других параметров двигателя.

Обработка результатов измерений

По значениям цифровых кодов, измеренных параметров с помощью полиномов, аппроксимирующих градуировочные характеристики измерительных каналов и полученные при их градуировки, определяются физические значения параметров:

$$T_B = a_0 + a_1 x(\tilde{t}_{BX}^*) + a_2 x^2(\tilde{t}_{BX}^*), \quad \text{К}; \quad T_m = b_0 + b_1 x(\tilde{t}_m) + b_2 x^2(\tilde{t}_m), \quad \text{К};$$

$$Q_m = c_0 + c_1 x(\tilde{Q}_m) + c_2 x^2(\tilde{Q}_m), \quad \text{л/с}; \quad P = d_0 + d_1 x(\tilde{P}) + d_2 x^2(\tilde{P}), \quad \text{кН}.$$

Численные значения коэффициентов a_i , b_i , c_i и d_i берутся из протоколов градуировки соответствующих измерительных каналов.

Затем рассчитываются:

- плотность топлива, кг/м³

$$\rho = \rho_0 [1 - 0,0078(t_m - 20)],$$

где $\rho_0 = 780$ кг/м³ - плотность топлива при $t_m = 20$ °С;

- часовой расход топлива, кг/ч

$$G_{m\text{ ч}} = 3600 \rho Q_m 10^{-3};$$

- удельный расход топлива, кг/кН·ч

$$C_{\text{уд}} = \frac{G_{m\text{ ч}}}{P};$$

- приведенный удельный расход топлива, кг/кН·ч.

$$C_{\text{уд.пр}} = C_{\text{уд}} \sqrt{\frac{288,16}{T_{\text{в}}^*}}.$$

Определение нормальных значений параметров ТРДД АИ-25

По приведенным значениям параметров ТРДД АИ-25 ($G_{\text{в пр}}$, $P_{\text{пр}}$, $G_{m\text{ пр}}$, $C_{\text{уд пр}}$) в зависимости от $n_{\text{вд.пр}}$, строится приведенная дроссельная характеристика (см. рис.8.17 в разделе 8.8 практикума).

Преподаватель из технических условий на ТРДД АИ-25 задает нормальные значения тяги для максимального, максимального продолжительного режимов и для одного из крейсерских режимов.

По нормам тяги с использованием приведенной дроссельной характеристики определяются нормальные значения параметров ($G_{\text{в норм}}$, $P_{\text{норм}}$, $G_{m\text{ ч, норм}}$, $C_{\text{уд норм}}$, $n_{\text{вд.норм}}$) и заносятся в протокол.

Затем по разрешению преподавателя студенты распечатывают приведенную дроссельную характеристику и таблицу нормальных значений параметров. Далее необходимо выполнить сравнительный анализ собственных результатов студента и материалов, подготовленных с помощью АСИ.

Полученные результаты, включая распечатки и собственные результаты, зарисованная структурная схема учебной автоматизированной системы испытаний ТРДД АИ-25 составляют основу отчета лабораторной работы.

Затем кратко описывается принцип работы АСИ, приводятся формулы, используемые для определения приведенного удельного расхода топлива и порядок определения нормальных значений параметров.

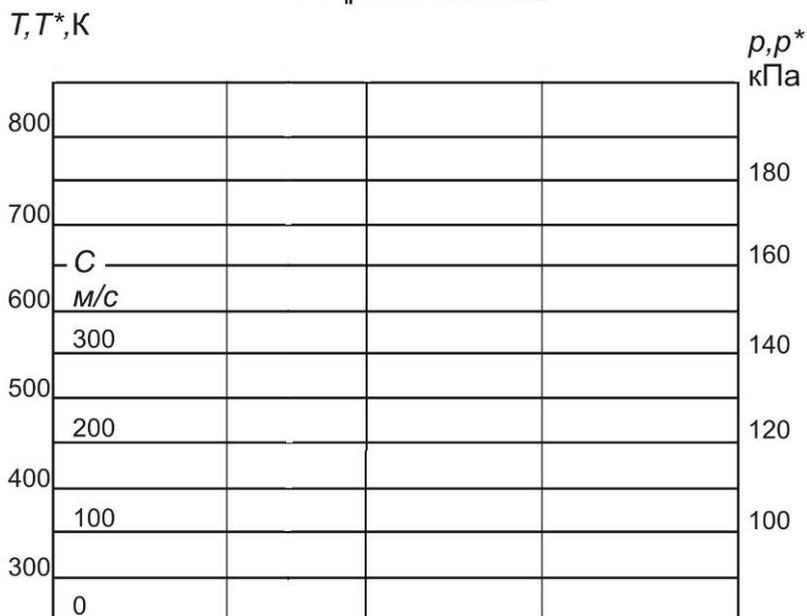
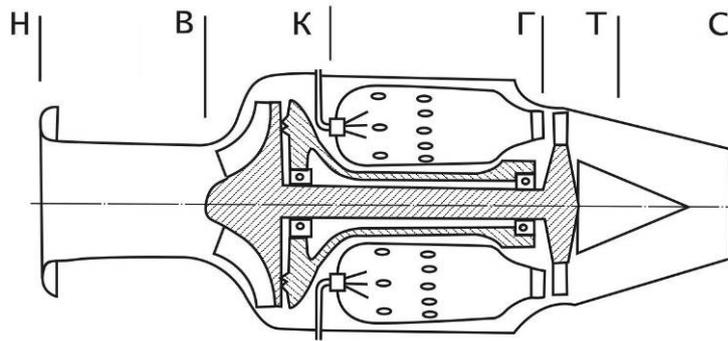
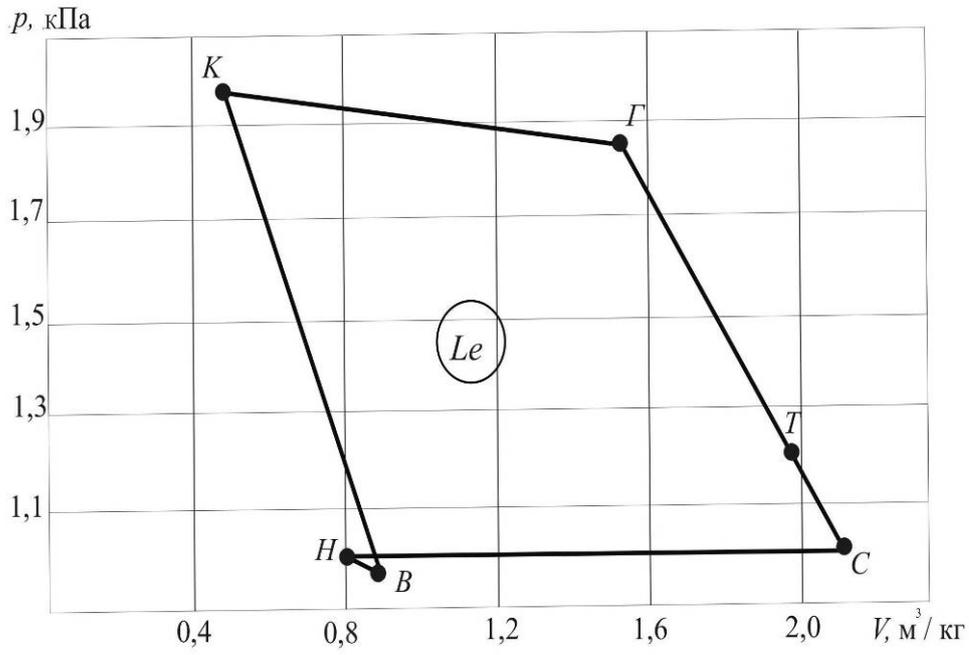
Вопросы

1. Назначение автоматизированной системы испытаний (АСИ).
2. Особенности препарирования ТРДД АИ-25 на учебном автоматизированном испытательном стенде.
3. Основные элементы автоматизированной системы.
4. Какие погрешности возникают при преобразовании сигнала в АЦП?
5. Какие преимущества дает использование АСИ при проведении испытаний двигателя?
6. Назначение ЦАП и АЦП в устройстве связи ПЭВМ с объектом исследования.
7. С какой целью используется коммутатор в АЦП?
8. Как формируется алгоритм определения расчетных параметров на примере определения экспериментального значения приведенного расхода топлива?
9. Какие виды программ используются в АСИ?

Список литературы к разделам 8.11, 8.12

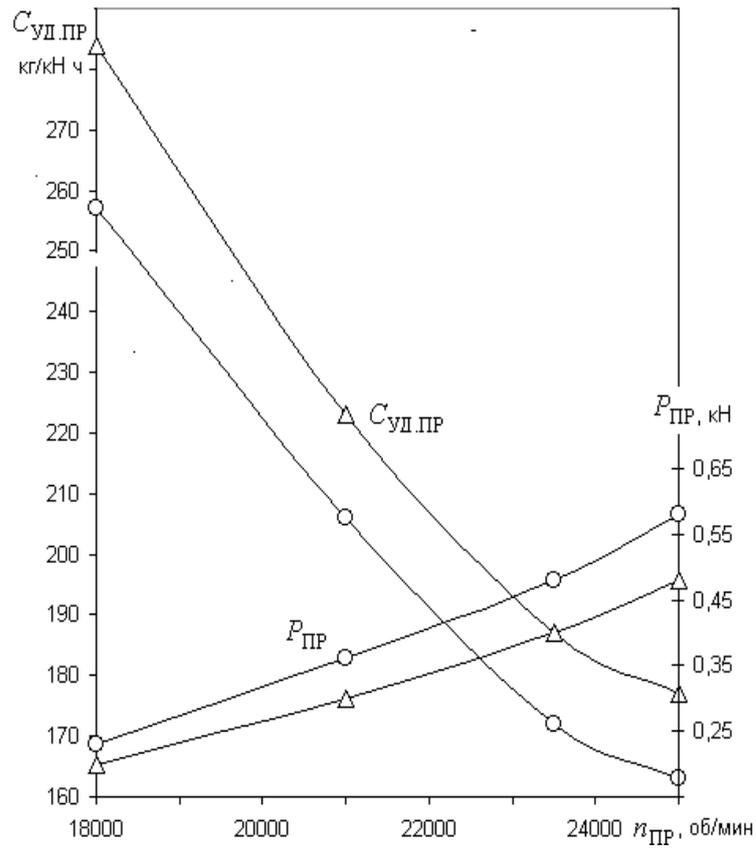
1. Компанец, В.К. Технические средства АСНИ ГТД на базе КАМАК и микроЭВМ / В.К. Компанец, О.Д. Скобелев. - Куйбышев: КуАИ, 1983. – 90с.
2. Электрические измерения неэлектрических величин. / - 5-е изд. / под ред. П.В.Новицкого. - Л.: Энергия, 1975. – 576с.
3. Испытания и обеспечение надежности авиационных двигателей и энергетических установок / под общ. ред. И.И. Онищика. – М.: Изд-во МАИ, 2004. – 336с.
4. Крамарухин, Ю.Е. Приборы для измерения температуры. / Ю.Е. Крамарухин. – М.: Машиностроение, 1990. – 208с.
5. ГОСТ 8.508-84. Метрологические характеристики измерений и точностные характеристики средств автоматизации РСП: -- М.: Изд-во стандартов, 1995.- 54 с.
6. Обработка и анализ информации при автоматизированных испытаниях ГТД / Р. И. Адгамов, В. О. Боровик, С. В. Дмитриев [и др.]- М.: Машиностроение, 1987. – 216 с.
7. Автоматизация испытаний и научных исследований ГТД : учеб. пособие / В.А. Григорьев, С.К. Бочкарев, А.В. Лапшин [и др.]. – Самара: СГАУ, 2007.- 136с.

Приложение 2



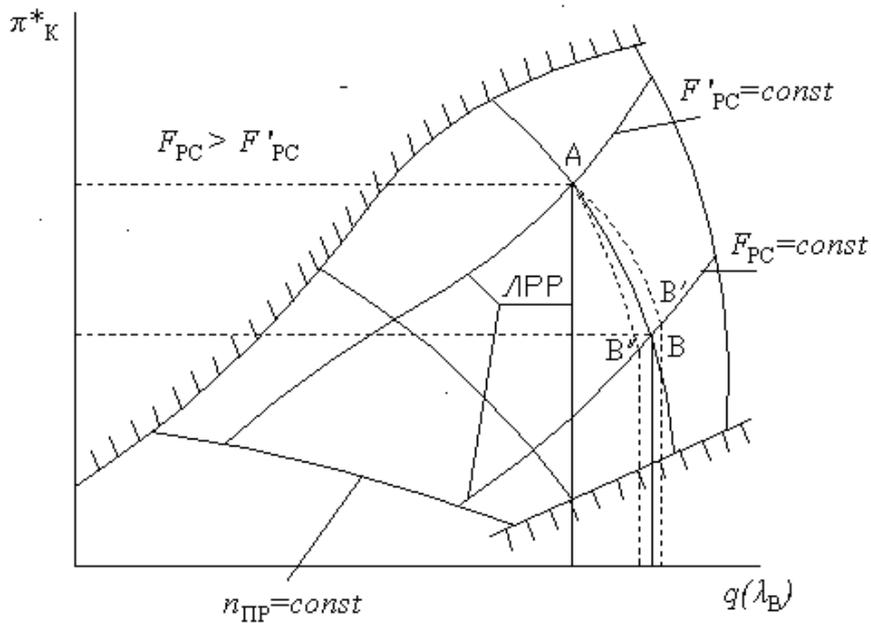
Изменение параметров по проточной части двигателя

Приложение 3



Дроссельная характеристика ТРД ТС-12:

Δ--большое сопло; о--среднее сопло



Влияние изменения площади выходного сечения сопла F_C и внешней температуры T_B^* на положение рабочей точки на характеристике компрессора

Приложение 4

ПРОТОКОЛ №

11 февраля 2003 г.

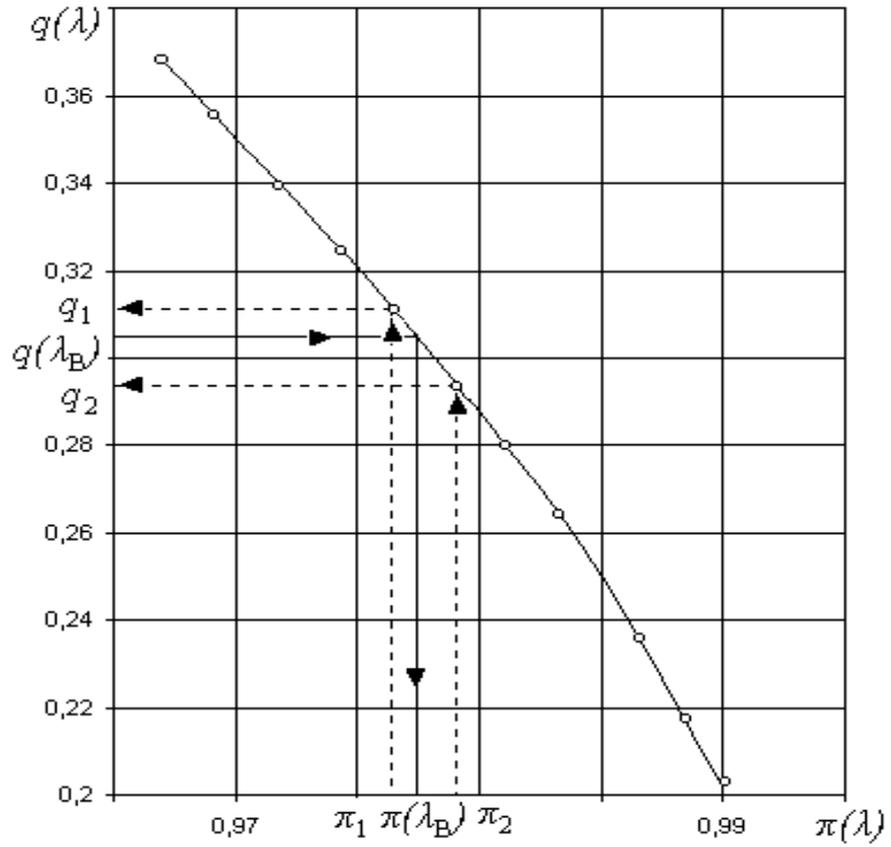
Принято 11.02.2003 (Петров)

Топливо ТС-1
 $\rho_{ж} = 0,783 \text{ г/см}^3$
 Масло МК-8

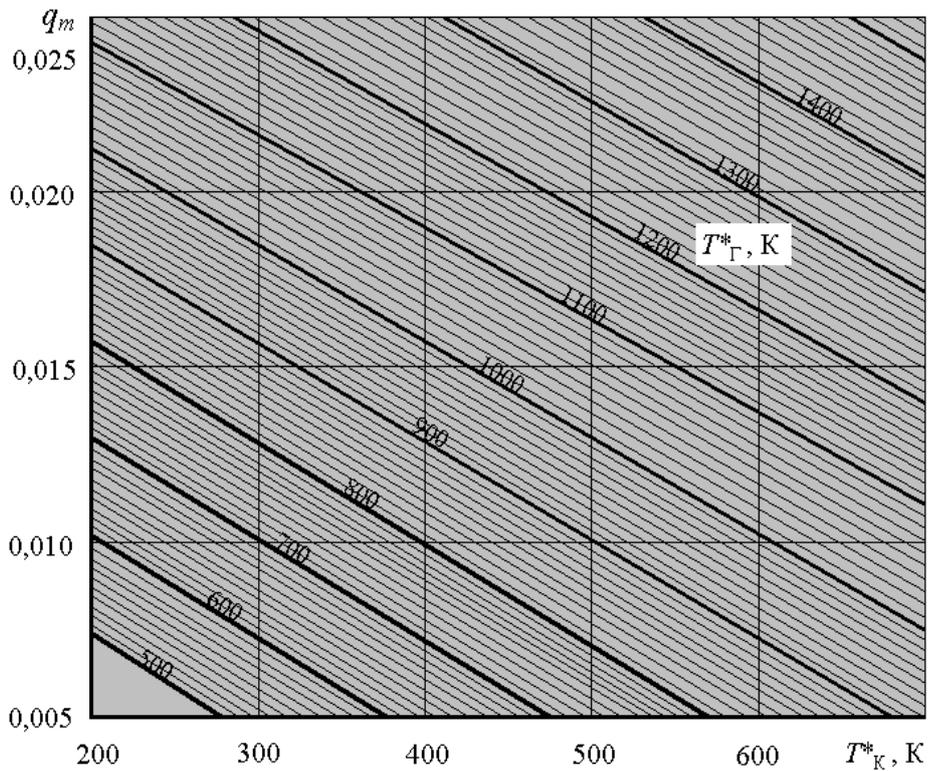
Атмосферные условия $B_H = 757 \text{ мм рт.ст.}$

Результаты эксперимента													Первичная						
№ ре	n	P дв	t*в	t*к	t*т	t*с	Δp в	Δp *к	Δp *т	ρ ж	P тяга	G ж	T*в	T*к	T*т	T*с	Δp в	ρ *к	ρ *т
жима	об/м	кгс	°C	°C	°C	°C	мм.водст	дел	кг/см2	дел	H	кг/ч	К	К	К	К	Н/см2	кПа	кПа
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	14	15	17	18	19	20	21	22	23
1	18000	21,0	15,5	44,0	463,3	450	131/143	12,5	0,076	7,5	206,0	58,3	288,5	317,0	736,3	723	0,2688	151,5	108,4
2	21000	31,8	13,0	58,0	477,7	455	195/215	16,9	0,083	10,0	311,9	68,6	286,0	331,0	750,7	728	0,3973	173,9	113
3	23500	43,3	12,0	73,0	492,3	470	260/278	24,4	0,174	13,5	424,9	78,9	285,0	346,0	766,3	743	0,5277	196	118
4	25000	50,8	12,0	81,5	512,3	490	302/321	52,5	0,205	16,5	498,4	87,0	285,0	354,5	785,3	763	0,6112	211,2	121
Обработка													Приведение к САУ						
ρ (кг)	q (кг)	G в	q ж	T*г	C уд	π *к	π *т	π *с	n пр	G в пр	P дв пр	C уд пр	T*к пр	T*г пр	T*т пр	T*с пр	ρ *к пр	ρ *т пр	
		кг/с		К	кг/кН ч				об/ч	кг/с	кН	кг/кН ч	К	К	К	К	кПа	кПа	
24	25	26	27	28	29	30	31	32	33	34	35	36	37	38	39	40	41	42	
0,973	0,332	1,318	0,0123	800	283	1,5	1,34	1,07	17984	1,324	58,5	0,207	283	316,5	788,6	734,8	152	109	
0,961	0,401	1,6	0,0119	800	220	1,72	1,48	1,12	21073	1,6	69,13	0,313	221	333,3	805,6	756	175	114	
0,948	0,459	1,834	0,012	815	186	1,95	1,6	1,17	23623	1,831	79,65	0,426	187	349,6	823,6	773,9	157	119	
0,94	0,491	1,962	0,0124	835	175	2,09	1,68	1,2	25131	1,974	87,78	0,5	176	358,3	843,8	793,6	212	122	

Приложение 5



Определение функции $q(\lambda_B)$ с помощью линейной интерполяции



Номограмма для определения относительного расхода топлива ГТД

Приложение 6

Значение плотности и кинематической вязкости воды при разных температурах

Параметры	Ед. изм.	Номер п/п				
		1	2	3	4	5
t	$^{\circ}\text{C}$	0	10	20	30	40
ρ	$\text{кг}/\text{м}^3$	999,8	999,7	998,3	995,7	992,3
$\nu \cdot 10^6$	$\text{м}^2/\text{с}$	1,80	1,30	1,01	0,800	0,661

Значения давления насыщенного пара воды при разных температурах

Параметры	Ед. изм.	Номер п/п				
		1	2	3	4	5
t	$^{\circ}\text{C}$	0	2	4	6	8
p_n	Па	610,8	705,4	812,9	934,6	1072,1

(продолжение)

6	7	8	9	10	11
10	12	14	16	18	20
1227,1	1401,5	1597,4	1817,0	2062,6	2336,8

(продолжение)

12	13	14	15	16
22	24	26	28	30
2642,4	2982,4	3360,0	3778,5	4241,7

Приложение 7

Термопары, выпускаемые промышленностью

Обозначение промышленного термопреобразователя	Обозначение типа термопары	Термоэлектродный материал	
		положительный	отрицательный
Вольфрам-рений / вольфрамрениевые ТВР	А-1, А-2, А-3	Сплав вольфрам - рений	
		ВР-5 (95%W+5%Re)	ВР-20 (80%W+20%Re)
Платинородий / платинородиевые ТПР	В	Сплав платинородий	
		ПР-30(70%Pt+30%Rh)	ПР-6(94%Pt+6%Rh)
Платинородий / платиновые ТПР	S R	Сплав платинородий	Платина
		ПР-10(90%Pt+10%Rh) ПР-13(87%Pt+13%Rh)	ПлТ (Pt) ПлТ (Pt)
Никель-хром / никель-алюминиевые (хромель-алюмель)* ТХА	К	Сплав хромель	Сплав алюмель
		ГНХ9,5(90,5%Ni+9,5%Cr)	НМцАК 2-2-1 94,5%Ni+5,5%Al,Si,Mn,Co)
Никель-хром / медь-никелевые (хромель-константановые)* ТХКн	Е	Сплав хромель	Сплав константан
		ГНХ9,5(90,5%Ni+9,5%Cr)	(55%Cu+45%Ni,Mn,Fe)
Хромель / копелевые* ТХК	L	Сплав хромель	Сплав копель
		ГНХ9,5(90,5%Ni+9,5%Cr)	МНМц 43-0,5 (56%Cu+44%Ni)
Медь / медьникелевые (медьконстантановые)* ТМК	Т	Медь	Сплав константан
		Мl (Cu)	(55%Cu+45%Ni,Mn,Fe)
Никель-хром-кремний / никель-кремниевые (нихросилниисилловые)* ТНН	N	Сплав нихросил (83,49+84,89)%Ni+ (13,7+14,7)%Cr+ (1,2+1,6)%Si+0,15%Fe+ +0,05%С+0,01%Mg	Сплав нисил (94,98+95,53)%Ni+ +0,02%Cr+ (4,2+4,6)%Si+0,15%Fe+ +0,05%С+(0,05+0,2)%Mg
		Железо	Сплав константан
Железо-медь / никелевые (железokonстантановые)* ТЖК	J	(Fe)	(55%Cu+45%Ni,Mn,Fe)
		Медь	Сплав копель
Медь / копелевые* ТМК	M	Мl (Cu)	(56%Cu+44%Ni)
		Наименование, принятое в России.	
Примечание. Химический состав материалов термоэлектродов ориентировочный.			

Приложение 8

Таблица перевода единиц измерения некоторых и физических величин в систему СИ

Наименование и обозначение величин	Единица		Значение в единицах СИ и кратных им
	Наименование	Обозначение	
Масса	Килограмм-сила-секунда в квадрате на метр	кгс·с ² /м	9,81 кг
Сила, вес, тяга P	Килограмм-сила	кгс	9,81 Н
Давление p	Килограмм-сила на квадратный метр	кгс/м ²	9,81 Па
Удельная тяга $P_{уд}$	Килограмм-сила-секунда на килограмм	кгс·с/кг	9,81 Н·с/кг
Удельный расход топлива $C_{уд}$, отнесенный к единице тяги	Килограмм в час на килограмм-силу	кг/(ч·кгс)	10,2 кг/(чН)
Мощность N	Лошадиная сила	Л.с.	735,5 Вт = 0,7355кВт
Удельный расход топлива C_e , отнесенный к единице работы	Килограмм на лошадиную силу-час	кг/л.с.ч	$\frac{1}{735,5 \cdot 3600}$ кг/Дж = $= \frac{1}{0,7355}$ кг/(кВт·ч)
Удельная работа компрессора L_K или турбины L_T , теплотворность топлива H_U , удельное количество теплоты Q , удельная энтальпия i	Килокалория на килограмм	ккал/кг	$4,187 \cdot 10^3$ Дж/кг
	Килограмм-сила-метр на килограмм	кгс·м/кг	9,81 Дж/кг
Удельная теплоемкость c_p , удельная газовая постоянная R , удельная энтропия S	Килокалория на килограмм-градус Цельсия	ккал/(кг·°C)	$4,187 \cdot 10^3$ Дж/(кг·K)
	Килограмм-сила-метр на килограмм-градус Цельсия	кгс·м/(кг·°C)	9,81 Дж/(кг·K)
Массовый расход воздуха G_B , газа G_G , топлива G_T	Килограмм в час	кг/ч	$0,2778 \cdot 10^3$ кг/с
Плотность ρ	Килограмм-сила-секунда в квадрате на метр в четвертой степени	кгс·с ² /м ⁴	9,81кг/м ³

Приложение 9

Соответствие единиц давления

Системы единиц	Единицы давления	Па(Pa)	кгс/см ² (at)	бар (bar)	атм (atm)	мм рт.ст. (mm Hg)	мм вод.ст. (mm H ₂ O)	пси (psi)
СИ (SI)	1Па=1Н/м ²	1	1,01972·10 ⁻⁵	10 ⁻⁵	0,98692·10 ⁻⁵	750,06·10 ⁻⁵	0,101972	1,45·10 ⁴
МКСС	1ат=1кгс/см ²	0,980665·10 ⁵	1	0,980665	0,96784	735,563	10 ⁴	14,223
Внесистемные	1бар=10 ⁶ дин/см ²	10 ⁵	1,01972	1	0,98692	750,06	1,01972·10 ⁴	14,5
	1атм= =760мм рт.ст.	1,01325·10 ⁵	1,0332	1,01325	1	760	1,0332·10 ⁴	14,696
	1мм рт.ст.	133,322	1,35951·10 ⁻³	1,33322·10 ⁻³	1,31579·10 ⁻³	1	13,5951	0,019337
	1мм вод.ст.	9,80665	10 ⁻⁴	9,80665·10 ⁻⁵	9,67841·10 ⁻⁵	7,3556·10 ⁻²	1	1,422·10 ⁻³
	1psi=1 lbf/in ²	6,894·10 ³	≈0,07	6,894·10 ⁻²	0,068	51,715	703,08	1

Учебное издание

*Григорьев Владимир Алексеевич,
Кныш Юрий Алексеевич,
Кулагин Виктор Владимирович,
Лапшин Александр Викторович.*

**ЛАБОРАТОРНЫЙ ПРАКТИКУМ
ПО ТЕОРИИ И ИСПЫТАНИЯМ ВРД**

Учебное пособие

Технический редактор Е. В. Ш а х м а т о в
Редакторская обработка А. С. К о ч е у л о в а
Корректорская обработка Е. А. Л а р и о н о в а
Доверстка В. С. Т е л е п о в а

Подписано в печать 26.12.07. Формат 60x84 1/16.

Бумага офсетная. Печать офсетная.

Печ. л. 14,0.

Тираж 120 экз. Заказ

ИП-45/2007

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

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