

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

**САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П.КОРОЛЕВА**

**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ
ДРОССЕЛЬНОЙ ХАРАКТЕРИСТИКИ
ДВУХКОНТУРНЫХ ТУРБОРЕАКТИВНЫХ
ДВИГАТЕЛЕЙ. НОРМАЛЬНЫЕ ЗНАЧЕНИЯ
ПАРАМЕТРОВ ТРДД**

Утверждено
редакционно-издательским
советом института
в качестве
методических указаний
к лабораторной работе
для студентов

УДК 627.7.036.018 (075)

Методические указания к лабораторной работе знакомят студентов с экспериментальными методами определения нормальных значений параметров ТРДД при испытаниях двигателя на режимах подобных его работе в стандартных атмосферных условиях.

Методические указания предназначены для студентов, изучающих курс «Испытания ВРД».

Методические указания подготовлены на базе лабораторной работы поставленной Григорьевым В.А., Масловым В.Г.

Составитель: В.А. Григорьев.

Рецензент: д.т.н., проф. В.В. Бирюк.

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;

1. ПОРЯДОК ВЫПОЛНЕНИЯ РАБОТЫ

Работа выполняется в учебной лаборатории «Испытание двигателей» кафедры (корпус N 11, ауд.202 и 103) в такой последовательности:

- контроль преподавателем подготовленности студентов к проведению работы;
- ознакомление с объектом испытания и схемой препарирования;
- ознакомление с особенностями системы измерений при испытаниях ТРДД;
- изучение техники безопасности при работе на испытательном стенде с ТРДД;
- ознакомление студентов, участвующих в проведение эксперимента, с их рабочими местами;
- снятие экспериментальной дроссельной характеристики ТРДД;
- первичная обработка результатов испытания, приведение параметров двигателя к стандартным атмосферным условиям (САУ) и построение дроссельной характеристики ТРДД;
- определение нормальных значений параметров ТРДД на максимальном продолжительном и крейсерском режимах работы;
- определение изменения расхода топлива при различных значениях температуры наружного воздуха при работе ТРДД на постоянном режиме;
- оформление протокола и сдача зачета по лабораторной работе.

Работа проводится бригадами по 5...7 человек. 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 ее цель и задачи, изучившие методики проведения испытания, обработки результатов эксперимента и определения нормальных значений параметров ТРДД.

После уточнения преподавателем неясных моментов и ознакомления с объектом испытания и испытательным стендом, с правилами техники безопасности при работе на стенде проводится испытание двигателя. 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°C соответственно на максимальном продолжительном и крейсерском режимах работы.

Студенты, не допущенные к выполнению лабораторной работы из-за плохой подготовки или пропустившие ее по уважительной причине, могут выполнить ее с другой группой по разрешению преподавателя и при наличии свободных рабочих мест (максимально допустимое их число в бригаде не должно превышать 8...10 человек).

2. КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ ОБ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ РЕЖИМАХ И ХАРАКТЕРИСТИКАХ 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 звуковых 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.

Дроссельной характеристикой двухвального ТРДД называют зависимость его основных параметров (тяги, удельного расхода топлива и других) от частоты вращения ротора ВД.

Для ТРДД при $H_{\text{п}}=0$ и принята следующая номенклатура основных режимов работы:

Взлетный - характеризуется максимальной величиной тяги, развиваемой двигателем при взлете в условиях $H_{\text{п}}=0$, $V_{\text{п}}=0$, и соответствует максимально допустимой частоте вращения ротора ВД. Непрерывное время работы на этом режиме ограничивается до 2...5 мин. Это обычно соответствует продолжительности взлета до высоты 200...400 м.

Максимальный продолжительный - характеризуется пониженным по сравнению с взлетным значением температуры газа перед турбиной, при которой непрерывная работа в течение 0,5...1,0 часа. Тяга двигателя на этом режиме обычно составляет 80...90% от взлетной. Частота вращения ротора 96...97% от максимальной. Режим используется для набора высоты, т. е. до достижения расчетных величин крейсерской высоты и скорости полета.

Крейсерские режимы - характеризуются пониженными значениями температуры газов перед турбиной, что позволяет работать в течение неограниченного времени за ресурс. Тяга на этих режимах обычно составляет 40...85% от тяги на максимальном продолжительном режиме, а частота вращения ротора соответствует 70...80%. Крейсерские режимы используются для полета на различных высотах, с различной загрузкой самолета.

Режим малого газа - соответствует минимальной частоте вращения ротора и тяге, при которых обеспечивается устойчивая работа двигателя и требуемая приемистость. Обычно в земных условиях тяга на режиме малого газа составляет 3...5% от максимально продолжительной, а частота вращения 20...40%. Режим используется при планировании самолета, при пробеге и рулёжке на взлетно-посадочной полосе.

В установленном пилотом положении ручки управления двигателем система регулирования автоматически поддерживает заданный режим работы двигателя согласно закону регулирования.

3. 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. Схема проточной части двигателя приведена на рис.1. 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; осевой восьмиступенчатый компрессор высокого давления; кольцевая камера сгорания с 12-ю одноступенчатыми форсунками; одноступенчатая турбина высокого давления; двухступенчатая турбина низкого давления; корпус задней опоры валов с узлами задней поддерживающей подвески двигателя; нерегулируемые суживающиеся реактивные сопла наружного и внутреннего контуров.

Максимальная частота вращения $n_{ВД}=277,33 \text{ с}^{-1}$ (16640 мин⁻¹) - 101%, при этом тяга двигателя в САУ достигает $P_{дв}=14,7 \text{ кН}$ (1500кгс), при часовом расходе топлива $\approx 855 \text{ кг/ч}$, расход воздуха $G_{вс}=44,25 \text{ кг/с}$, степень повышения давления в вентиляторе $\pi_{в}=1,71$, $\pi_{к\Sigma}=8$, $G_{в1}=14,75 \text{ кг/с}$, $G_{в11}=29,5 \text{ кг/с}$. В качестве топлива используется керосин Т-1 или ТС-1; масло - МК-8.

В табл.1 приведены параметры этого двигателя в сравнении с параметрами других современных ТРДД.

Таблица 1

Параметры современных ТРДД $H=0, M=0$

<i>N</i>	Двигатель	Фирма разработчик, страна	Назначение (самолет)	$P_{дв}$, кН	$C_{уд}$, кг/кНч	$\pi_{к\Sigma}$	$G_{в\Sigma}$, кг/с	T_g^* , К	<i>m</i>
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	Фалкон 50	16,48	52,49	14,6	53,7	1353	2,8
5	JT9D-20	Пр.-Уитни	DC-10-10	205,9	35,6	23,3	696	1560	5,1
6	CFM 56-3	Фран. 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	B. 747	173,5	33	31,8	608	1670	6,0
10	F404-GE	Дж. Электр	A-6F	49	80,4	25	64,4	1603	0,34

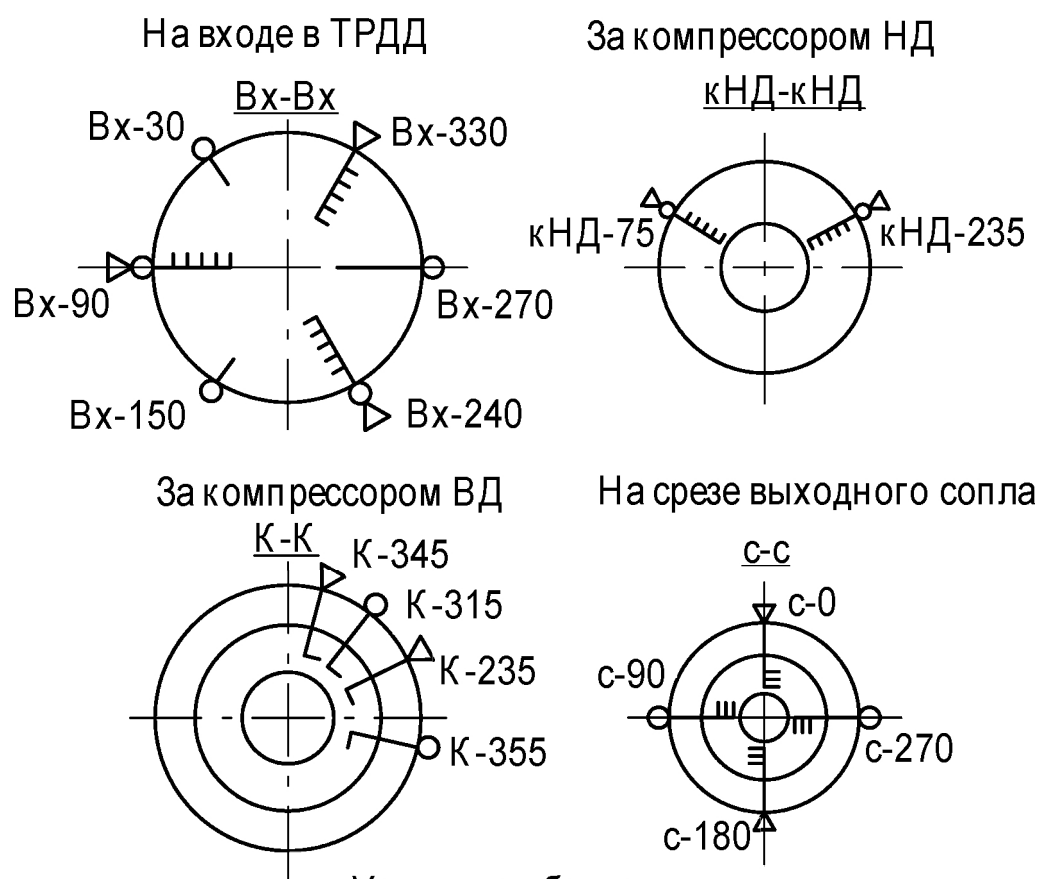
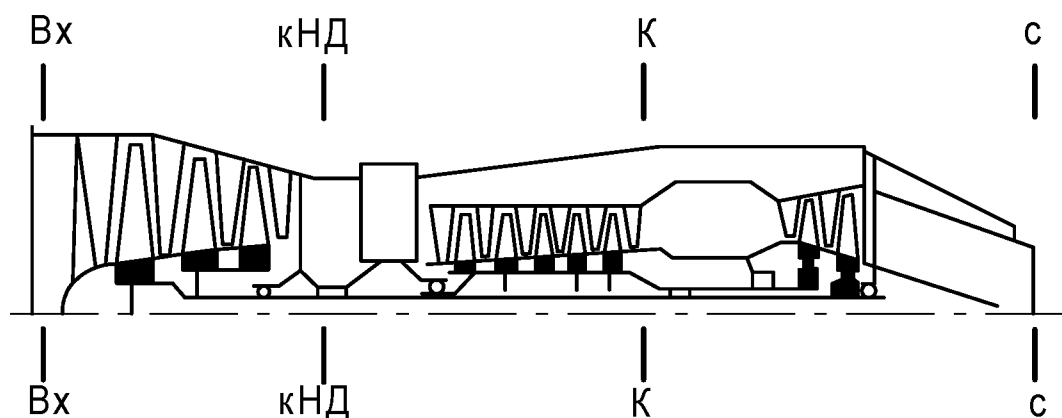
Из табл.1 видно, что параметры ТРДД АИ-25 находятся на уровне аналогичных зарубежных ТРДД 3 поколения, предназначенных для малых

самолетов. При этом они существенно отличаются от параметров современных ТРДД для больших самолетов по π_k , T_T^* , 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. С другой стороны, оно обеспечивает учебной экспериментальной установке необходимую компактность, малошумность и экономичность.

4. ОСОБЕННОСТИ ИСПЫТАТЕЛЬНОГО СТЕНДА, ИЗМЕРЯЕМЫЕ ПАРАМЕТРЫ И СХЕМА ПРЕПАРИРОВАНИЯ ДВИГАТЕЛЯ

На рис. 2 показан вид испытательного бокса 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. Управление ходом испытания производится с пульта управления 8. Функционирование противопожарной системы обеспечивается баллонами с жидкой углекислотой 9.

На рис.3 показан вид бокса спереди и сбоку. Двигатель 3 установлен на испытательном станке, оборудованном силоизмерительным устройством 2. Станок представляет собой пространственную ферменную конструкцию, которую, 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 тензорезистерному 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.

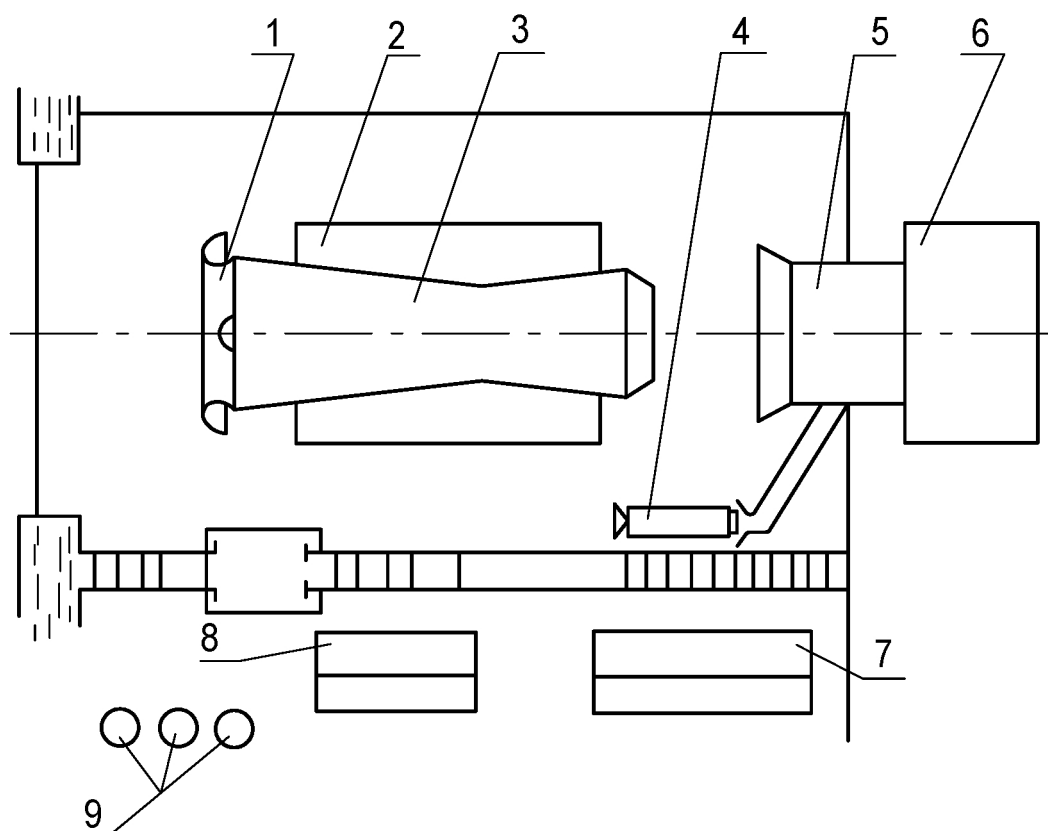


Условные обозначения:

- | | |
|--------------------|---|
| ○ — приемник p | ▷ — приемник T^* |
| ○ — приемник p^* | ▷○ — комбинированный приемник p^* и T^* |

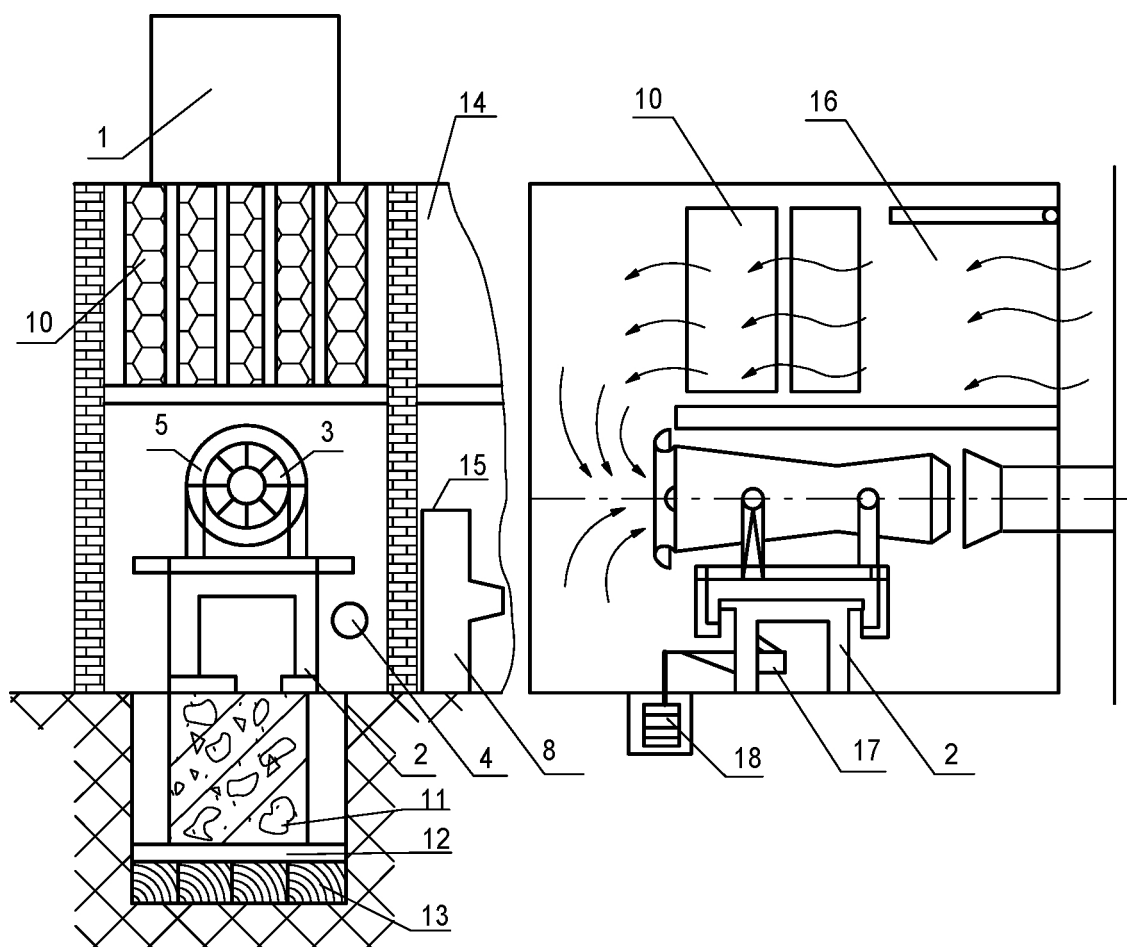
Примечание: цифры после тире означают координаты в градусах от вертикальной плоскости двигателя сверху по часовой стрелке.

Рис.1 Схема проточной части ТРДД АИ-25 и ее препарирование в учебной лаборатории



1. Лемнискатный насадок.
2. Силоизмерительный станок.
3. ТРДД АИ-25.
4. ВГТД АИ-9.
5. Выхлопной эжектор.
6. Башня шумоглушения на выходе.
7. Щит измерительных приборов.
8. Пульт управления.
9. Баллоны системы пожаротушения.

Рис. 2. Схема бокса для испытаний ТРДД АИ-25



- 10. Щиты шумоглушения на входе.
- 11. Фундамент силоизмерительного устройства.
- 12. Упругая прокладка.
- 13. Деревянные балки.
- 14. Учебный класс.
- 15. Кабина наблюдателя.
- 16. Входной канал шумоглушения.
- 17. Градуировочное устройство.
- 18. Образцовые грузы.

Рис.3. Вид бокса спереди и сбоку.

Номера обозначений с 1 по 9 соответствуют обозначениям рис.2.

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

Для измерения температур и давлений, характеризующих рабочий процесс в проточной части, двигатель препарирован соответствующими термо и пневмогребенками. Схема препарирования приведена на рис.1.

Система измерений для проведения учебных испытаний ТРДД 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 в автоматизированную систему измерений;
- основные конструктивные решения препарирования двигателя должны соответствовать типичному препарированию ГТД;
- учитывая учебный характер испытаний, требования к точности отдельных измерений уменьшается по сравнению с ГОСТом.

Схема препарирования двигателя (см. Рис.1) выполнена с учетом штатного препарирования АИ-25 на основе анализа особенностей его конструкции. Она предусматривает следующие измерения.

Сечение на входе в двигатель. Δp_v - перепад между давлениями торможения и статическим давлением, 3 приемника p_v и 3 пятиточечных комбинированных пневмогребенки p_v^* и T_v^* , газодинамическое осреднение p_v^* и p_v визуальное измерение при помощи жидкостного манометра,

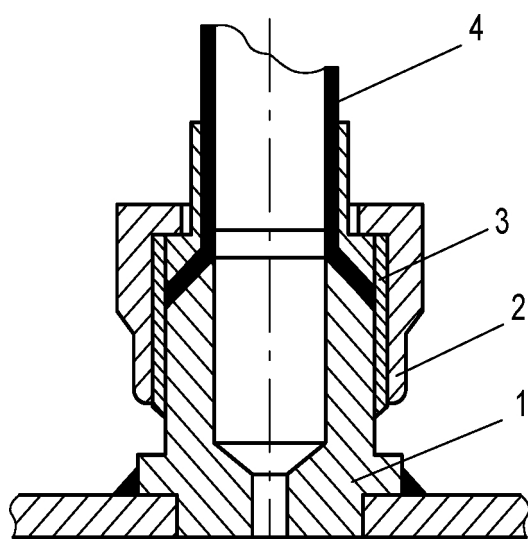
T_v^* - визуальное измерение с помощью ЭПП-09 по стрелочной шкале.

Сечение за компрессором НД. $p_{кнд}^*$ и $T_{кнд}^*$ - давление и температура торможения за компрессором НД (вентилятором), применены 2 пятиточечных комбинированных пневмогребенки, визуальный контроль давления осуществляется манометром, температуры - ЭПП-09.

Сечение за компрессором. p_k^* и T_k^* давление и температура торможения за компрессором ВД, применены 2 индивидуальных приемника давления и две термопары, визуальный контроль давления - образцовым манометром, температуры - ЭПП-9.

Сечение на срезе выходного сопла. p_{cl}^* и $T_{cl}^* = T_r^*$ давление и температура торможения по внутреннему контуру на срезе сопла, 2 трехточечных термопары (гр. ХА), 2 пятиточечных приемника p^* , визуальный контроль давления - образцовым манометром, температуры - ЭПП-09.

Конструктивные схемы установки измерительных гребенок в прочной части показаны на рис. 4...8.



1. Приемник статического давления;
2. Накладная гайка;
3. Уплотнительное кольцо;
4. Трубка передачи давления от приемника к регистрирующему прибору

Рис. 4. Конструктивная схема установки приемника статического давления на лемнискатном насадке

При испытании также измеряются следующие параметры двигателя:

1. Тяга двигателя $P_{дв}$. Величина тяги воспринимается тензорезистором ТВС и определяется по показателям вольтметра ВТ-23 и соответствующей градуировочной зависимости.

2. Частота вращения роторов НД и ВД определяется с помощью датчиков ДТЭ. Сигнал с них поступает на визуальные указатели тахометров ИСТ-2 магнитоиндукционного типа (а также на ТСФУ-1-4 частотного типа) и ИТ-2.

3. Расход топлива определяется турбинным расходомером ТДР9-1-1 с расчетным диапазоном 0.08...0.4 л/с. Указателем является частотомер ЧЗ-54.

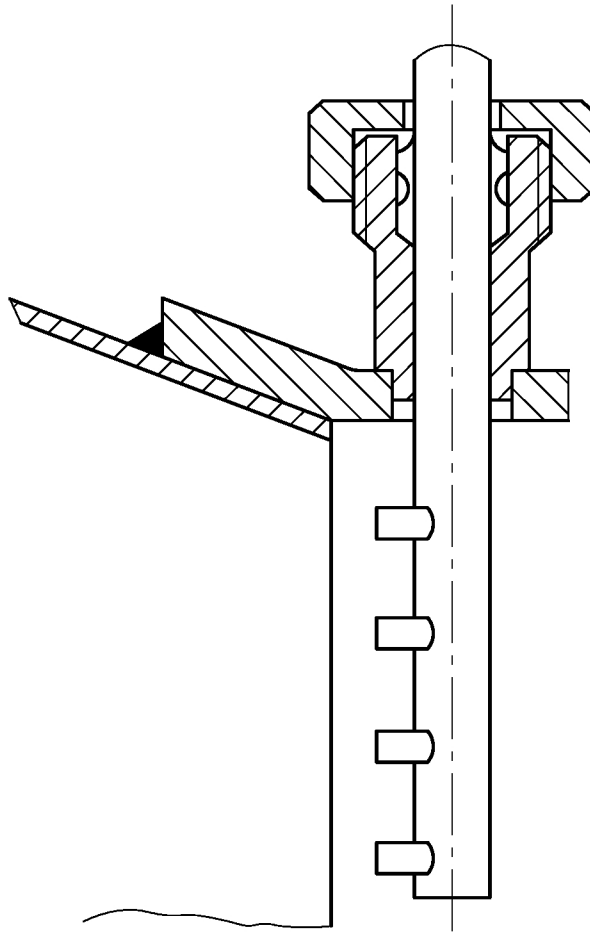


Рис.5. Конструктивная схема установки гребенки p^* на срезе сопла

4. Расход воздуха определяется по измерениям Δp_v на лемнискатном насадке, обеспечивающем безотрывное втекание 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.

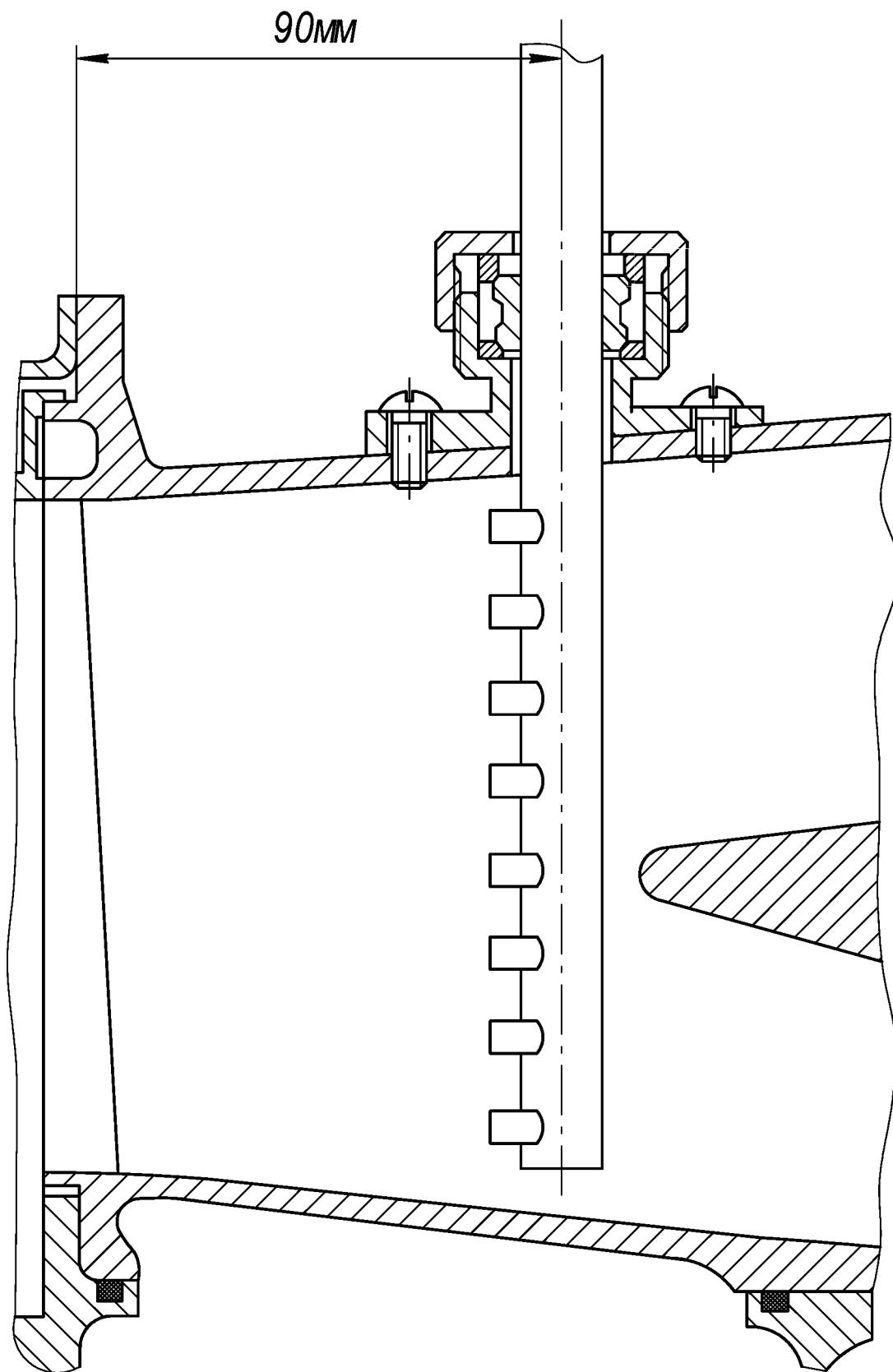


Рис. 6. Схема установки комбинированной пневмогребенки в сечении
кНД-кНД

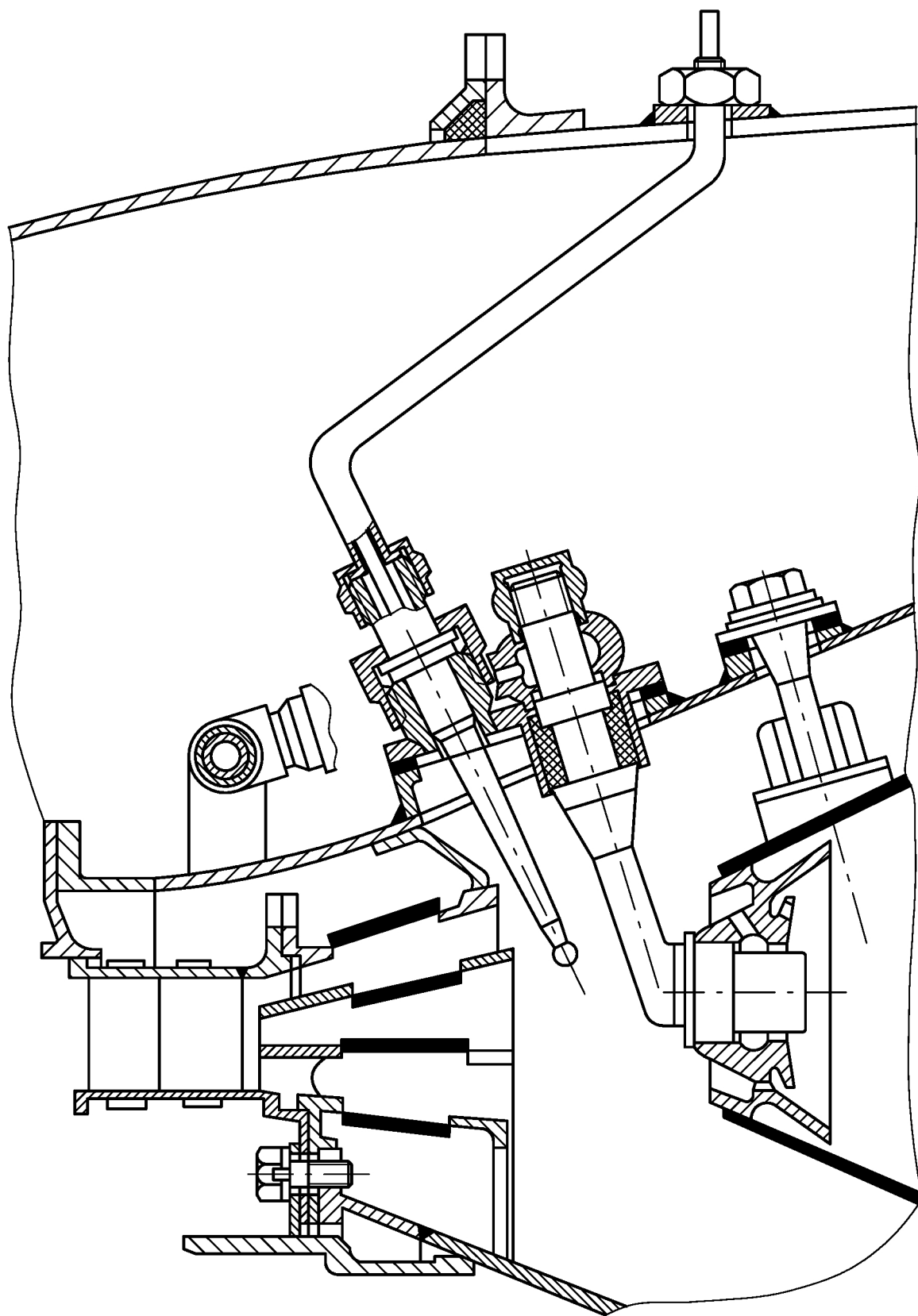


Рис. 7. Схема установки термопары в сечении К-К

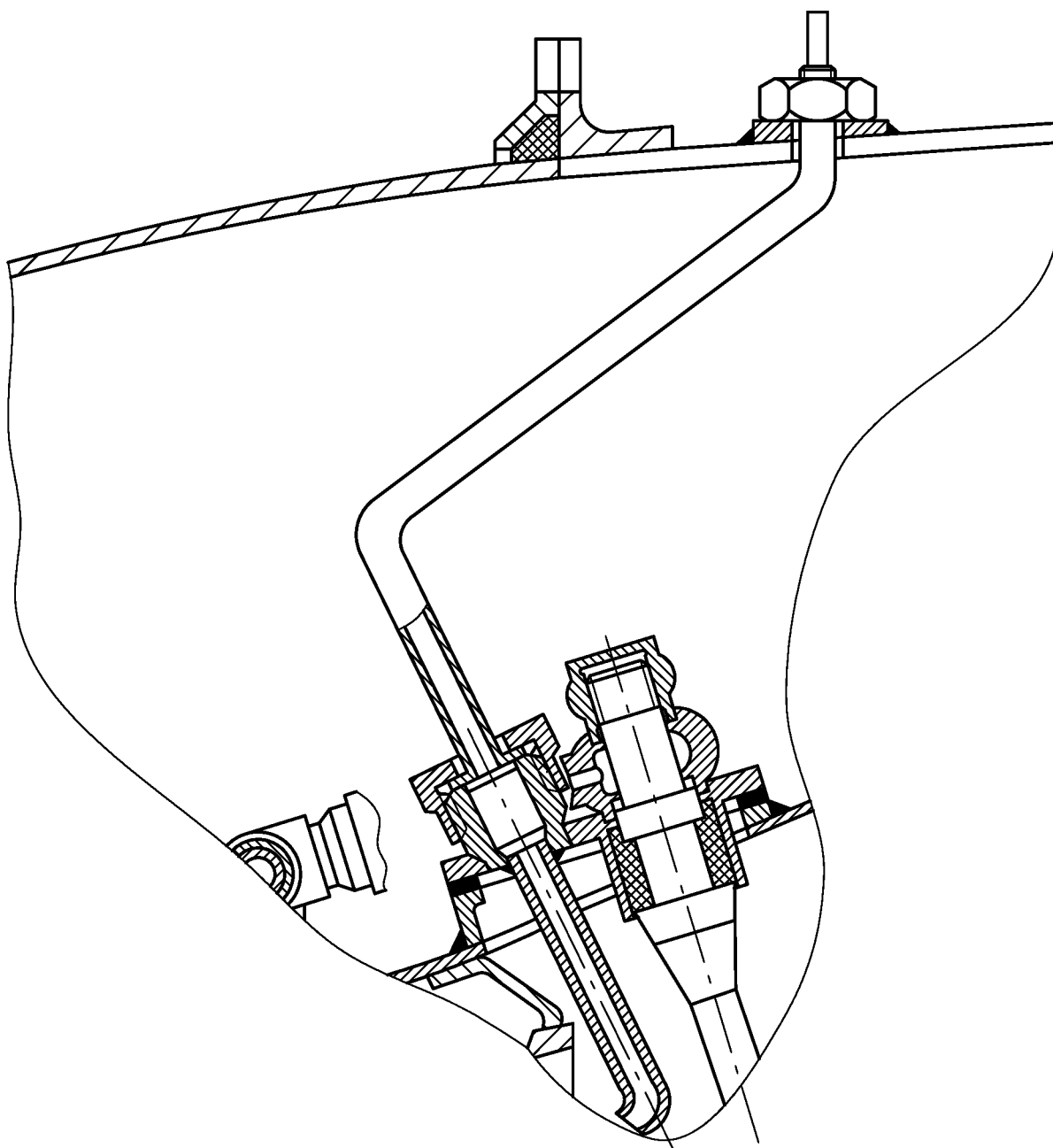


Рис.8. Схема установки приемника полного давления в сечении К-К

5. 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.

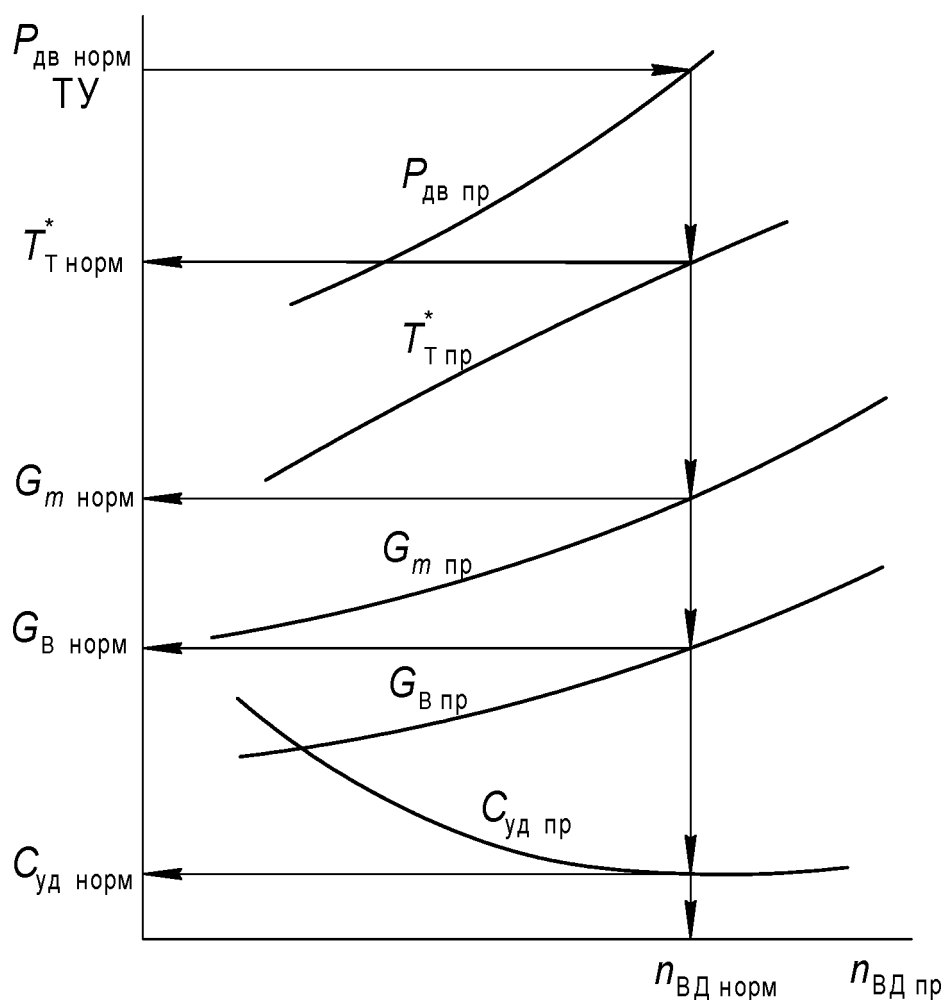


Рис. 9. Схема определения нормальных значений параметров ТРДД по приведенной дроссельной характеристике

К важнейшим ОТД ТРДД относятся: тяга $P_{дв}$, расход топлива G_t , удельный расход топлива $C_{уд}$, степень повышения давления в компрессоре π_k , температура за турбиной T_r^* , 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 ($P_{\text{дв норм}}$) на каждом режиме, можно, пользуясь приведенной дроссельной характеристикой ТРДД, определить ту частоту вращения ротора ($n_{\text{ВД пр}} = n_{\text{ВД норм}}$) на каждом режиме, которая будет соответствовать его работе в САУ. По величине $n_{\text{ВД норм}}$ можно определить все другие нормальные значения параметров ТРДД (см. схему на рис. 9). 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 приведенные частоты вращения ротора ВД и других параметров производятся по параметрам на входе в двигатель.

5.1. Порядок проведения испытания

За 15...20 минут до начала эксперимента включаются все приборы и стендовые системы (для обеспечения стабильности их характеристик). Студенты распределяются по рабочим местам.

Испытание проводится в следующей последовательности:

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 производится 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.

5.2. Первичная обработка результатов измерений

Обработка результатов измерений проводится в следующей последовательности:

1. По показаниям тахометра определяют абсолютные значения измеренных частот вращения ротора компрессора по следующей формуле:

$$n_{\text{изм}} = 277,33 \frac{\bar{n}}{100}, c^{-1},$$

$$16640 \text{ мин}^{-1} \rightarrow 101 \bar{n}_{\text{ВД}},$$

$$11878 \text{ мин}^{-1} \rightarrow 100 \bar{n}_{\text{ВД}},$$

где n - относительная частота вращения ротора по шкале прибора.

2. Вычисляются абсолютные значения температур, измеренные в характерных сечениях:

$$T_i^* = t_i^* + 273,16 \text{ K},$$

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, определяется величина $q(\lambda_{\text{в}})$.

$$q(\lambda_{\text{в}}) = q(\lambda_{\text{в}})_0 + \frac{\pi(\lambda_{\text{в}}) - \pi(\lambda_{\text{в}})_0}{\pi(\lambda_{\text{в}})_1 - \pi(\lambda_{\text{в}})_0} [q(\lambda_{\text{в}})_1 - q(\lambda_{\text{в}})_0],$$

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; 1 мм 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.10) 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.11).

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.12.

6. Удельный расход топлива (в кг/кН ч) определяется косвенным путем;

$$C_{\text{уд}} = \frac{G_{m \text{ ч}}}{P}.$$

7. Суммарная степень повышения давления $\pi_{\kappa} = p_{\text{кВД}}^* / p_H$.

8. Степень повышения давления в вентиляторе второго контура

$$\pi_{\text{вII}} = p_{\text{кИД}}^* / p_H.$$

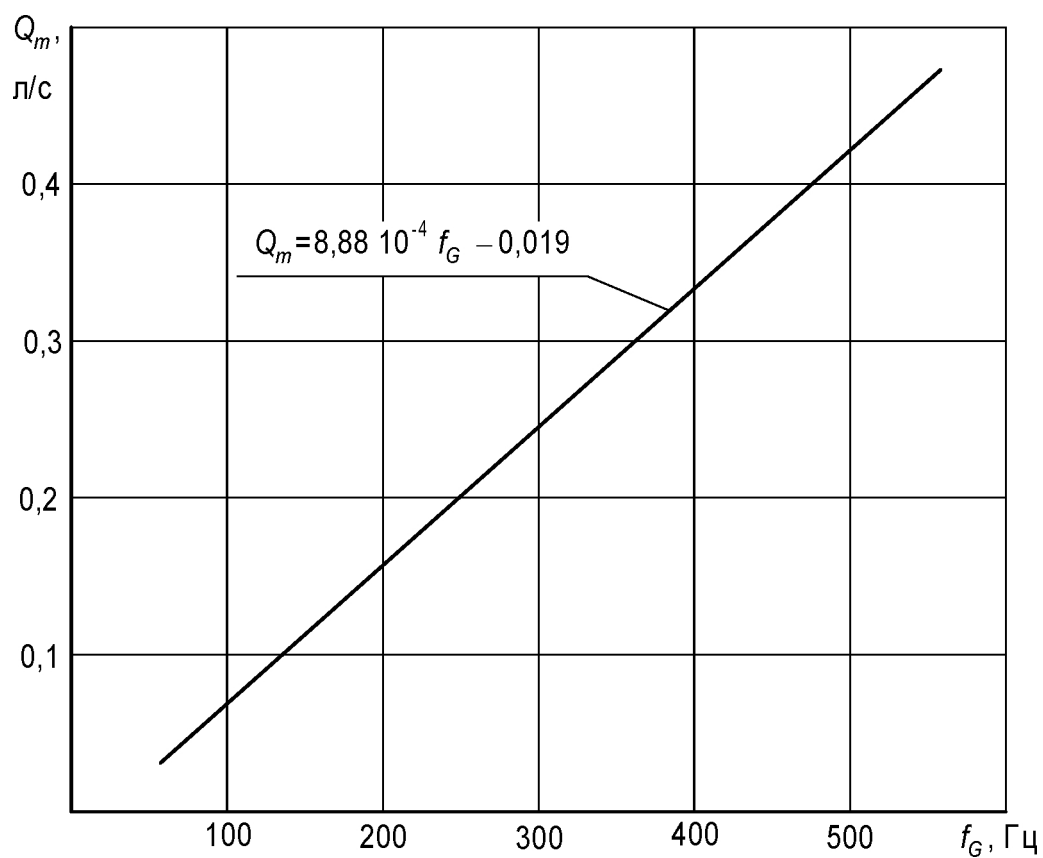


Рис. 10. Градуировочная зависимость турбинного расходомера ТРД9-1-1

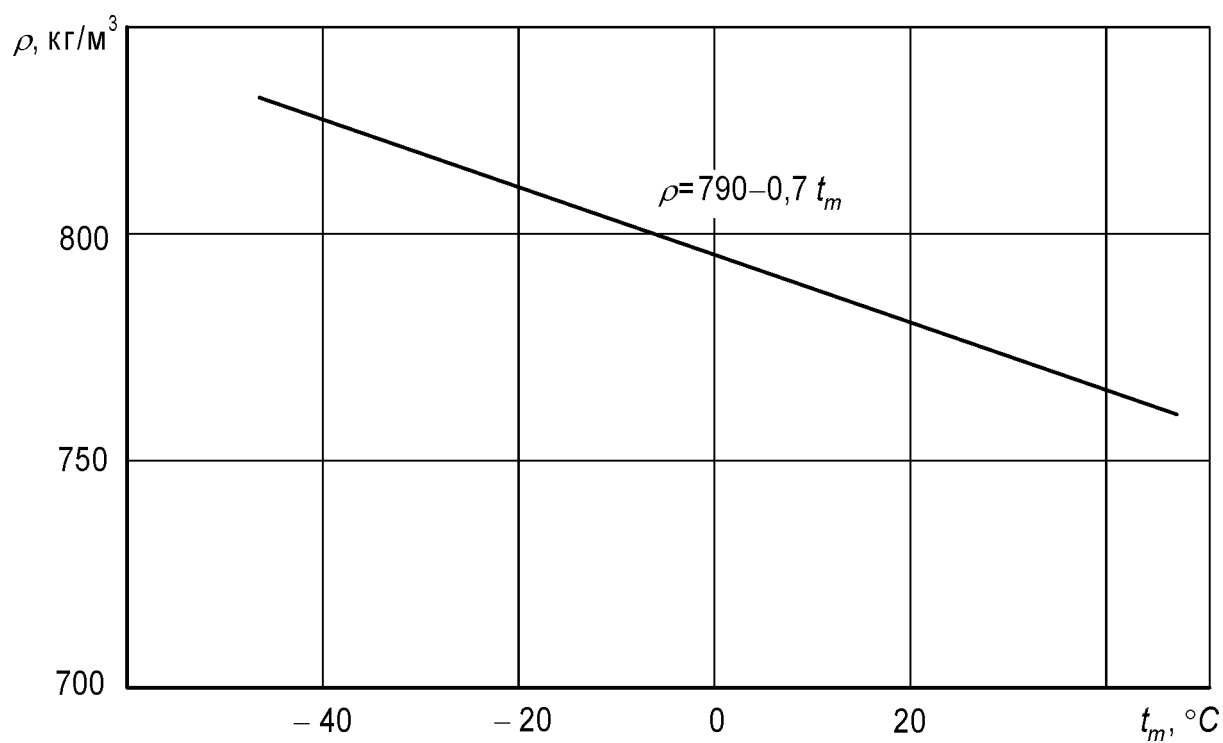


Рис.11. Зависимость плотности от измеренной температуры топлива

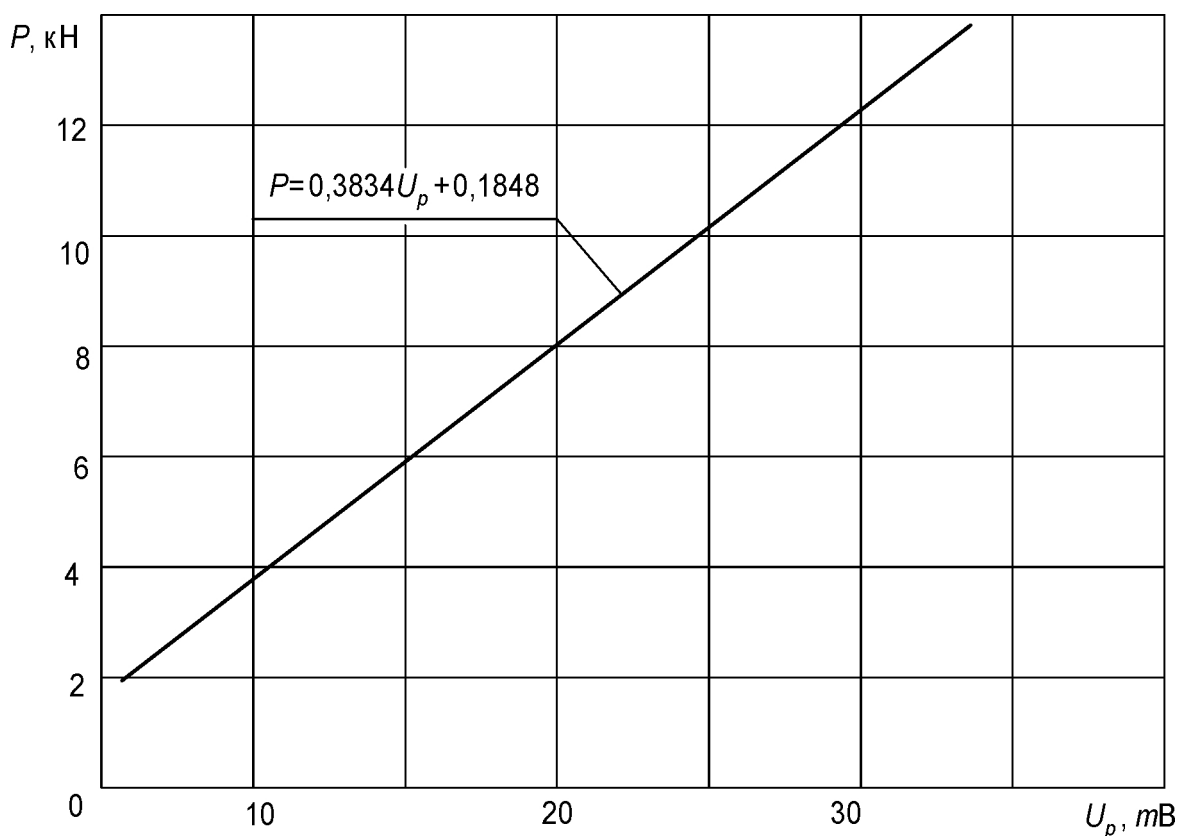


Рис. 12. Градуировочная зависимость силоизмерительного устройства

5.3. Приведение параметров двигателя к стандартным атмосферным условиям и построение стендовой дроссельной характеристики ТРДД

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 ТРДД необходимо привести к стандартным атмосферным условиям. В качестве стандартных при испытаниях ГТД в земных условиях ($H_{\text{н}}=0$, $M_{\text{н}}=0$) принимают $p_{H_0}=101,33$ кПа (760 мм рт. ст.); $T_{H_0}=288,16$ К.

Формулы приведения параметров двигателей, полученные на основе теории подобия, имеют следующий вид:

$$n_{\text{пр}} = n_{\text{изм}} \sqrt{\frac{288,16}{T_H^*}} \bar{n}; \quad P_{\text{дв пр}} = P_{\text{дв изм}} \frac{101,33}{p_H} \bar{P}_{\text{дв}};$$

$$p_{\text{пр}}^* = p_{\text{изм}} \frac{101,33}{p_H} \bar{p}; \quad T_{\text{пр}}^* = T_{\text{изм}} \frac{288,16}{T_H} \bar{T};$$

$$G_{\text{в пр}} = G_{\text{в изм}} \frac{101,33}{p_H} \sqrt{\frac{T_H}{288,16}} \bar{G}_{\text{в}};$$

$$G_{\text{м пр}} = G_{\text{м изм}} \frac{101,33}{p_H} \sqrt{\frac{288,16}{T_H}} \bar{G}_{\text{м}},$$

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 $\bar{G}_{\text{м}}$ от температуры окружающего воздуха и режима работы двигателя АИ-25 показана на рис.13. Величину приведенного удельного расхода топлива получают по вычисленным значениям $G_{\text{м пр}}$ и $P_{\text{дв пр}}$:

$$C_{\text{уд пр}} = G_{\text{м пр}} / P_{\text{дв пр}}.$$

После приведения экспериментальных данных к САУ строится приведенная дроссельная характеристика двигателя. Пример такой характеристики показан на рис. 14. 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. 14. График выполняется карандашом, с применением лекал!

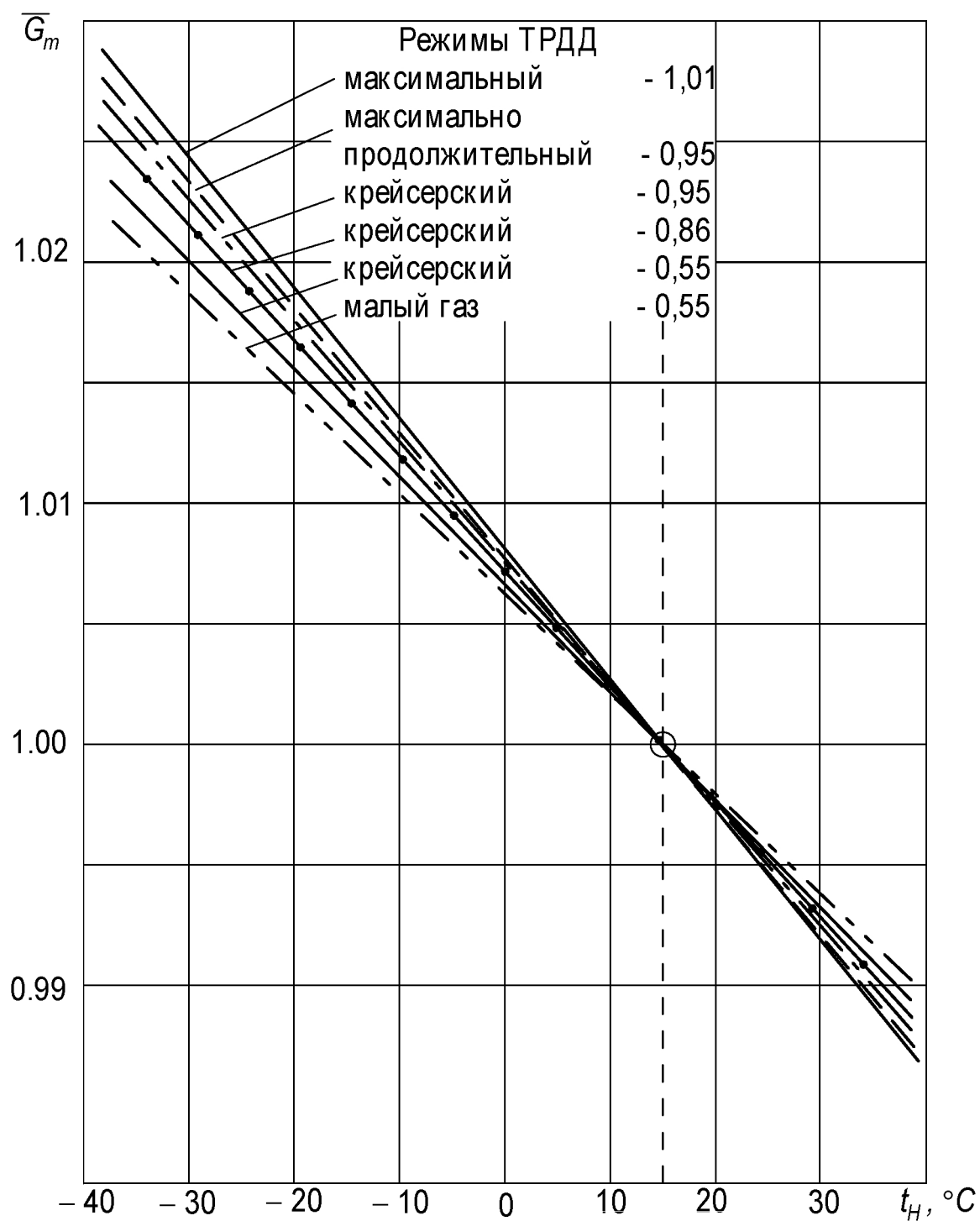


Рис. 13. Зависимость поправочного коэффициента к формуле приведения для расхода топлива АИ-25 от температуры t_H и $\bar{n}_{\text{реж}}$.

5.4. Определение нормальных значений параметров

Исходя из заданных значений тяги для максимального продолжительного и трех крейсерских режимов с приведенной дроссельной характеристики при $P_{\text{дв пр}} = P_{\text{дв норм}}$ снимаются нормальные значения других параметров двигателя ($n_{\text{норм}}$, $T_{\text{норм}}$, $G_{\text{в норм}}$, $G_{\text{т норм}}$, $C_{\text{уд норм}}$). Схема определения нормальных значений параметров для одного из режимов показана на рис.9.

6. 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 $n_{\text{ВД реж}} = f(T_H^*)$ показан на рис. 15.

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:

$$n_{\text{ВД реж } i} = n_{\text{ВД норм}} n_{\text{ВД реж}}.$$

Полученные значения $n_{\text{ВД}}$ приводят по формуле приведения к САУ по параметрам на входе в двигатель:

$$n_{\text{ВД пр } i} = n_{\text{ВД реж } i} \sqrt{\frac{288,16}{T_{H i}^*}},$$

где $T_{H i}^*$ - 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 $n_{\text{ВД пр } i}$, определяют значения соответствующих приведенных параметров ($G_{\text{в пр}}$, $G_{\text{т пр}}$ или $P_{\text{дв пр}}$ и т.д.). Затем, используя формулы приведения, пересчитывают найденные значения.

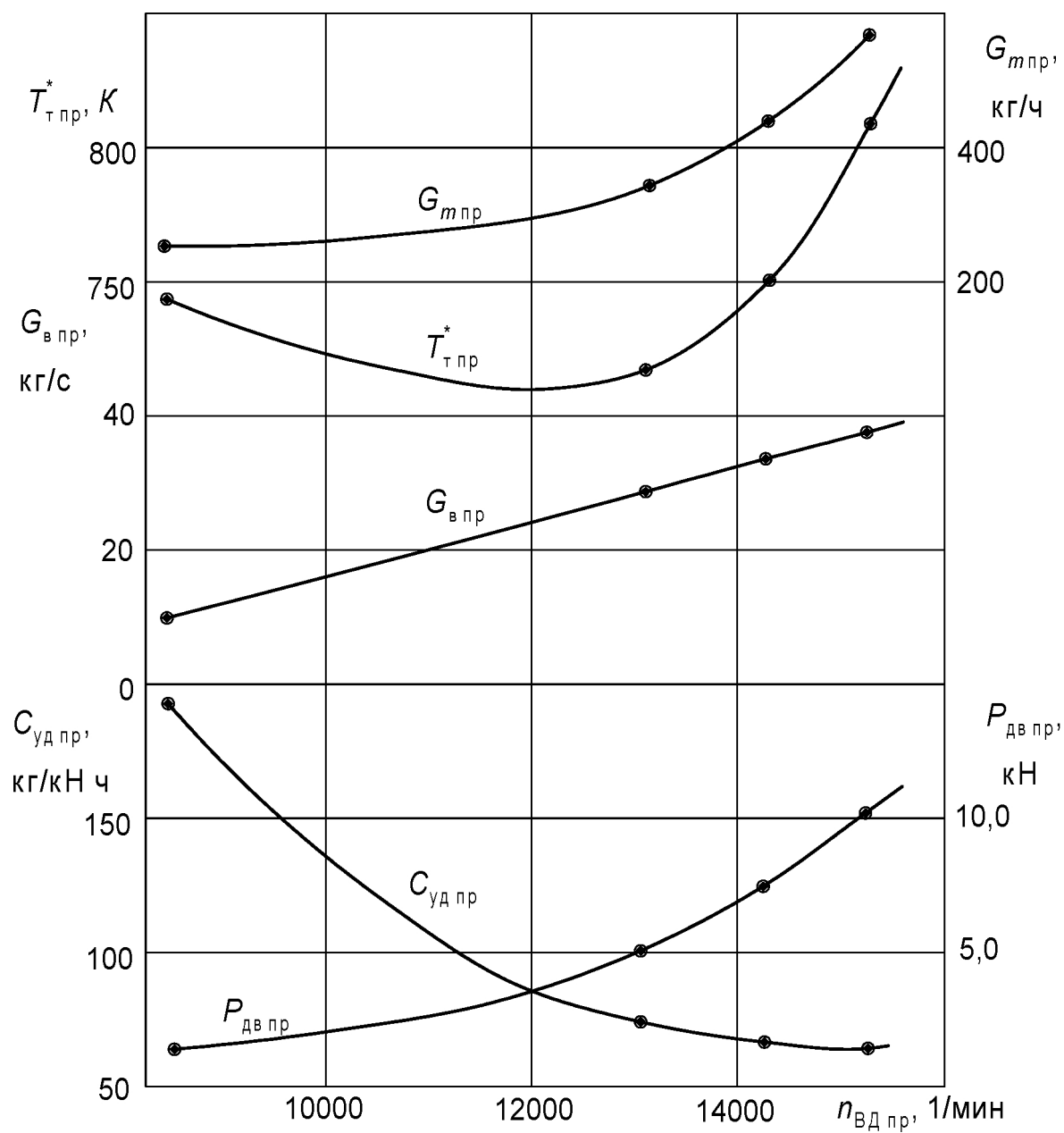


Рис. 14. Пример приведенной дроссельной характеристики
 ТРДД АИ-25 ($H=0, M=0$)

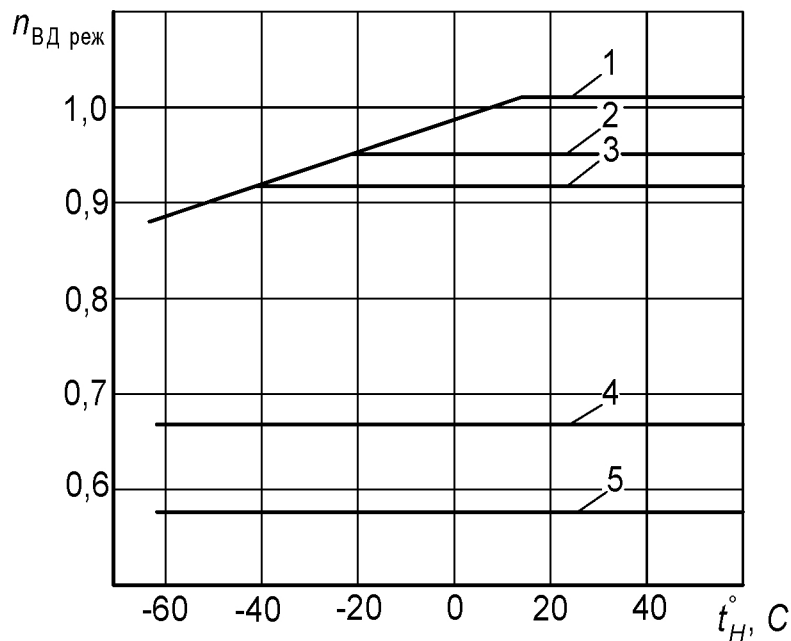


Рис. 15. Закон регулирования частоты вращения ТРДД АИ-25:
 1 - взлетный режим; 2- максимальный продолжительный режим;
 3, 4, 5 - крейсерский режим

приведенных параметров в рассматриваемые атмосферные условиях. 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 $p_H = const = 101,325$ 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 обратной стороне миллиметровки с дроссельной характеристикой (рис.16).

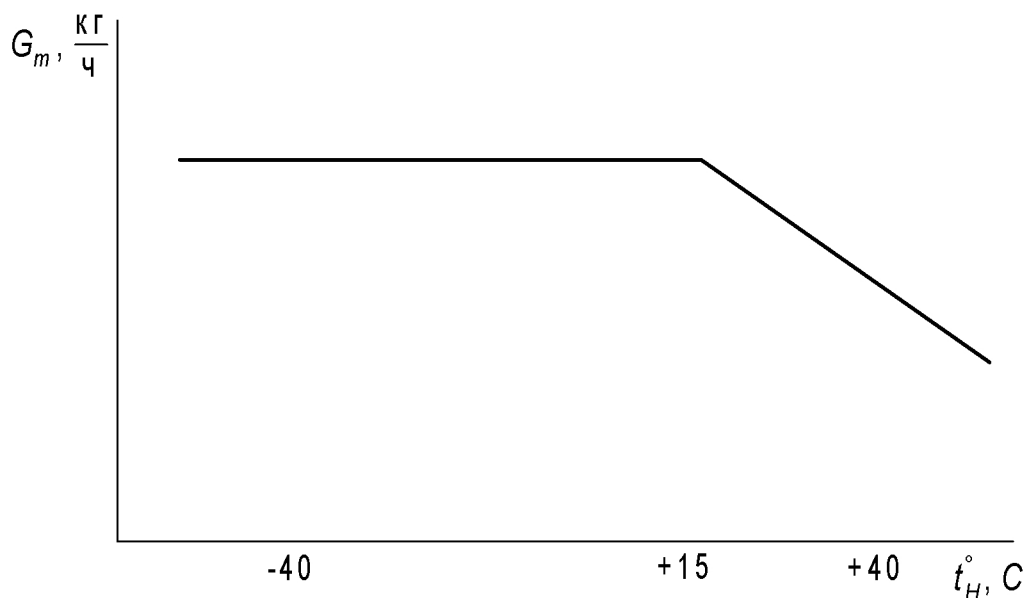


Рис. 16. Пример построения графика зависимости $G_m = f(t_H)$ на максимальном продолжительном режиме

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.

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.

Библиографический список

1. Солохин Э. Л. Испытания авиационных воздушно-реактивных двигателей. – М.: Машиностроение, 1975. – 356 с.
2. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей/ Под ред. С. М. Шляхтенко, В. А. Сосунова. – М.: Машиностроение, 1979. – 432 с.
3. Литвинов Ю. А., Боровик В. О. Характеристики и эксплуатационные свойства авиационных турбореактивных двигателей. – М.: Машиностроение, 1979. – 288 с.
4. Авиационный двухконтурный турбореактивный двигатель АИ-25. – М.: Машиностроение, 1980. – 121 с.
5. Францев В. К., Шерлыгин Н. А. Силовая установка самолетов ЯК-40 и М-15. – М.: Транспорт, 1981. – 231 с.
6. Испытания воздушно-реактивных двигателей/ Под ред. А.Я. Черкеза – М.: Машиностроение, 1992. – 304с.

Приложение 1
ПРИМЕР ЗАПОЛНЕНИЯ ПРОТОКОЛА ИСПЫТАНИЙ
 к лабораторной работе N2 по курсу
 «ИСПЫТАНИЕ ДВИГАТЕЛЕЙ»

1. Задание

Снять дроссельную характеристику и определить нормальные значения параметров ТРДД на максимальном продолжительном и трех крейсерских режимах.

По результатам эксперимента построить графики:

$$P_{\text{дв пр}}, G_{\text{т пр}}, G_{\text{в пр}}, T_{\text{т}}^*, C_{\text{уд пр}} = f(n_{\text{ВД пр}}) \text{ и } G_m = f(T_H^*).$$

2. Краткая методика эксперимента

Описываются последовательность основных этапов эксперимента и проводимые измерения.

3. Экспериментальная установка и ее данные

Кратко описывается объект испытания, испытательный станок и стендовая система измерения.

4. Протокол N

Топливо: керосин ТС-1.

Масло: МК-8

5. Атмосферные условия

$$p_H \approx p_B = 753 \text{ мм рт. ст} = 100,4 \text{ кПа}; t_H^* = t_B^*.$$

6. Таблица протокола

6.1. Результаты измерений дроссельной характеристики

Номер режима	t_B	$n_{\text{ВД}}$	$n_{\text{НД}}$	U_p	$\Delta p_{\text{ВХ}}$	$p_{\text{кНД}}^*$	$p_{\text{кВД}}^*$	$t_{\text{кНД}}^*$	$t_{\text{с}}^* = t_{\text{т}}^*$	Q_m	t_m^*
	$^{\circ}\text{C}$	%	%	mB	мм в.ст.	дел.	дел	$^{\circ}\text{C}$	$^{\circ}\text{C}$	л/с	$^{\circ}\text{C}$
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
2	10,5	92	77,0	29,7	470/560	2	7,0	41,5	495	296	10

6.2. Первичная обработка результатов измерений

$n_{\text{кВД}}$	$n_{\text{кНД}}$	$P_{\text{дв}}$	$\frac{\Delta p_{\text{в}}}{P_{\text{н}}}$	$P_{\text{кНД}}^*$	$P_{\text{кВД}}^*$	$T_{\text{в}}^*$	$T_{\text{кНД}}^*$	$T_{\text{т}}^* = T_{\text{с}}^*$	$G_{\text{м}}$	$G_{\text{в}}$	$\pi_{\text{к}}$	$\pi_{\text{в2}}$
мин ⁻¹	мин ⁻¹	кН	рт. ст.	кПа	кПа	К	К	К	кг/ч	кг/с		
13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25
15390	914,4	10,3	1030	120	787,1	283,6	314,6	768,16	607	37,8	7,84	2,2

6.3. Приведение измеренных параметров ДХ к САУ по параметрам на входе в двигатель

$n_{\text{ВД пр.}}$	$n_{\text{НД пр.}}$	$T_{\text{кНД пр.}}^*$	$T_{\text{т пр.}}^*$	$P_{\text{пр.}}$	$G_{\text{в пр.}}$	$\bar{G}_{\text{м}}$	$G_{\text{м пр.}}$	$C_{\text{уд пр.}}$
мин ⁻¹	мин ⁻¹	К	К	кН	кг/ч		кг/ч	кг/кН ч
26	27	28	29	30	31	32	33	34
15511	9215	319,7	780,3	10,39	37,85	1,001	617,43	59,42

6.4. Определение нормальных значений параметров на заданном режиме

Режим	$P_{\text{норм.}}$	$n_{\text{кВД норм.}}$	$n_{\text{кНД норм.}}$	$T_{\text{т норм.}}^*$	$G_{\text{в норм.}}$	$G_{\text{м норм.}}$	$C_{\text{уд норм.}}$
	кН	мин ⁻¹	мин ⁻¹	К	кг/с	кг/ч	
35	36	37	38	39	40	41	42
макс. пр	11	15660	9480	782	38	618,2	59,41

6.5. Определение зависимости $G_{\text{м}} = f(t_{\text{Н}})$ на заданном режиме

$t_{\text{Н}}$	$T_{\text{Н}}$	$n_{\text{ВД реж.}}$	$n_{\text{ВД реж.}}$	$n_{\text{ВД пр.}}$	$G_{\text{м пр.}}$	$\bar{G}_{\text{м}}$	$G_{\text{м}}$
С°	К	%	с ⁻¹	с ⁻¹	кг/ч		кг/ч
43	44	45	46	47	48	49	50
-30	243,16	92	256,5	279,72	622	1,023	553

7. Схема установки и основные формулы

По согласованию с преподавателем выполняется схема двигателя или испытательного станка, приводятся основные расчетные формулы и схема определения нормальных значений параметров ТРДД.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОДГОТОВКИ К ОТЧЕТУ
по лабораторной работе

1. Чем отличаются удельные параметры ТРДД АИ-25 от параметров современных ТРДД магистральных самолетов?
2. Какой принцип измерения силы тяги применен на данном стенде и из чего складываются погрешность измерения тяги ТРДД в этом случае?
3. Расскажите принцип действия турбинного расходомера.
4. Расскажите о приборах для измерения температур и давления, используемых на данном стенде.
5. Что называют нормальными значениями параметров ТРДД?
6. Почему результаты испытаний необходимо приводить к стандартным атмосферным условиям по параметрам на входе в двигатель?
7. Почему формулы приведения не точны и как повышают их точность?
8. Как определить нормальные значения параметров ТРДД, если испытания проводились при атмосферных условиях, отличных от стандартных?
9. Чем принципиально отличается пересчет к САУ параметров ТРДД с помощью формул приведения и с помощью нормализующих коэффициентов?
10. Как определить изменение тяги или температуры газов за турбиной, например, на крейсерском режиме при изменении температуры на входе в двигатель или при изменении атмосферного давления?

Для подготовки данной работы требуется самостоятельная проработка лекций, учебника /1, гл.1, § 1; гл. 3, § 1; гл. 6 §2, 4, 6 (выборочно)/, /2, с.191/ и /6, с.149...187/. Дополнительные разделы, задаваемые на самостоятельную проработку, указываются на лекциях.

СОДЕРЖАНИЕ

1. ПОРЯДОК ВЫПОЛНЕНИЯ РАБОТЫ.....	3
2. КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ ОБ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ РЕЖИМАХ И ХАРАКТЕРИСТИКАХ ТРДД.....	4
3. ОБЪЕКТ ИСПЫТАНИЯ - ТРДД АИ-25.....	6
4. ОСОБЕННОСТИ ИСПЫТАТЕЛЬНОГО СТЕНДА, ИЗМЕРЯЕМЫЕ ПАРАМЕТРЫ И СХЕМА ПРЕПАРИРОВАНИЯ ДВИГАТЕЛЯ.....	7
5. МЕТОДИКА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ НОРМАЛЬНЫХ ЗНАЧЕНИЙ ПАРАМЕТРОВ ТРДД.....	17
5.1. Порядок проведения испытания.....	18
5.2. Первичная обработка результатов измерений.....	19
5.3. Приведение параметров двигателя к стандартным атмосферным условиям и построение стендовой дроссельной характеристики ТРДД.....	22
5.4. Определение нормальных значений параметров.....	25
6. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ТРДД ПРИ РАБОТЕ НА ПОСТОЯННОМ РЕЖИМЕ ПРИ РАЗЛИЧНЫХ АТМОСФЕРНЫХ УСЛОВИЯХ.....	25
Библиографический список.....	28
Приложение 1.....	30
Приложение 2.....	32

Составитель: Владимир Алексеевич Григорьев

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДРОССЕЛЬНОЙ ХА-
РАКТЕРИСТИКИ И НОРМАЛЬНЫХ ЗНАЧЕНИЙ ПАРАМЕТРОВ ТРДД.

Методические указания к лабораторной работе

Лицензия ЛР

Подписано в печать

Формат

Усл. печ. л.

Тираж

Самарский государственный аэрокосмический университет имени
С.П.Королева

443086. Самара, Московское шоссе, 34.

ИПО Самарского государственного аэрокосмического университета.

443001. Самара, Молодогвардейская, 151.