

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
"САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)"
(СГАУ)

**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ
В ТЕРМОБАРОКАМЕРЕ ВЛИЯНИЯ
ТЕМПЕРАТУРЫ НАРУЖНОГО ВОЗДУХА
НА ДРОССЕЛЬНУЮ ХАРАКТЕРИСТИКУ
ТУРБОВИНТОВОГО ДВИГАТЕЛЯ**

САМАРА 2015

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
"САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)"
(СГАУ)

В.А. ГРИГОРЬЕВ, П.Г. ЗУБКОВ, Д.С. КАЛАБУХОВ

**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ
В ТЕРМОБАРОКАМЕРЕ ВЛИЯНИЯ
ТЕМПЕРАТУРЫ НАРУЖНОГО ВОЗДУХА
НА ДРОССЕЛЬНУЮ ХАРАКТЕРИСТИКУ
ТУРБОВИНТОВОГО ДВИГАТЕЛЯ**

*Рекомендовано редакционно-издательской комиссией по двигателям
летательных аппаратов и энергомашиностроению в качестве
методических указаний*

САМАРА 2015

УДК СГАУ: 629.7.036, 018(075)

Составители: В. А. Григорьев, П. Г.Зубков, Д. С. Калабухов

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В. А. Зрелов

Экспериментальное исследование в термобарокамере влияния температуры наружного воздуха на дроссельную характеристику турбовинтового двигателя: метод. указания к лаб. работе / *В. А. Григорьев, П. Г. Зубков, Д. С. Калабухов*. Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2015.- 40 с: ил.

Методические указания к лабораторной работе знакомят студентов с экспериментальным определением влияния температуры наружного воздуха на дроссельную характеристику турбовинтового двигателя.

Предназначены для студентов, обучающихся по специальности 24.05.02. «Проектирование авиационных и ракетных двигателей» при изучении курса «Испытания и обеспечение надежности авиационных двигателей и энергетических установок» и «Экспериментальные исследования авиационных двигателей», а также для студентов, обучающихся по специальности 25.03.01 «Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей» при изучении курса «Теория авиационных двигателей».

Подготовлены на базе лабораторной работы, поставленной В.А. Григорьевым, П.Г. Зубковым и Д.С. Калабуховым.

Оглавление

ОСНОВНЫЕ УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ	6
1 ПОРЯДОК ПРОВЕДЕНИЯ РАБОТЫ	7
2 КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ О РЕЖИМАХ РАБОТЫ И ХАРАКТЕРИСТИКАХ ТВД	8
3 ОБЪЕКТ ИСПЫТАНИЯ	10
4 СТЕНД ДЛЯ ВЫСОТНО-КЛИМАТИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ТВД	13
5 ИЗМЕРЯЕМЫЕ ПАРАМЕТРЫ И СХЕМА ПРЕПАРИРОВАНИЯ ДВИГАТЕЛЯ	16
6 МЕТОДИКА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ ДРОССЕЛЬНОЙ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТВД	21
6.1 Порядок проведения испытания	21
6.2 Первичная обработка результатов измерений	22
6.3 Построение стендовой дроссельной характеристики	29
7 РАСЧЁТ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА ПЕРЕД ТУРБИНОЙ	30
8 ОТЧЁТ ПО РАБОТЕ	32
ПРИЛОЖЕНИЕ А	34
ПРИЛОЖЕНИЕ Б	35
ПРИЛОЖЕНИЕ В	39

ОСНОВНЫЕ УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

H – высота полёта, м (км);
 M – число Маха (отношение скорости потока к скорости звука);
 p – давление, Па (кПа);
 T – температура, К;
 N – мощность, кВт;
 C_3 – эквивалентный удельный расход топлива ТВД, кг / (кВт·ч);
 π_k^* – степень повышения давления в компрессоре;
 n – частота вращения, мин⁻¹;
 G_b – расход воздуха, кг / с;
 G_m – расход топлива, кг / ч;
 ρ – плотность, кг / м³.

Индексы

v – воздух; относящийся к сечению на входе в компрессор;
 vx – входной;
 $г$ – газ; относящийся к сечению на входе в турбину;
 $изб$ – избыточное;
 $изм$ – измеренный;
 $к$ – компрессор; относящийся к сечению на выходе из компрессора;
 $кр$ – крейсерский, критический;
 $н$ – наружный;
 $норм$ – нормальный;
 $пр$ – приведённый;
 $т$ – турбина; относящийся к сечению на выходе из турбины;
 $т$ – топливо

Сокращения

ВГТД – вспомогательный газотурбинный двигатель;
НЗП – нормальные значения параметров;
ОТД – основные технические данные;
САУ – стандартные атмосферные условия;
ТБК – термобарокамера;
ТВД – турбовинтовой двигатель.

Цель работы: практическое овладение методикой определения дроссельной характеристики одновального малоразмерного газотурбинного двигателя турбовинтового типа по результатам испытаний в термобарокамере.

Исходя из указанной цели, в работе ставятся *следующие задачи*:

1. Овладение методикой экспериментального определения дроссельной характеристики ТВД.
2. Приобретение практических навыков проведения стендовых испытаний ТВД в термобарокамере (ТБК).
3. Изучение методов расчёта температуры газа перед турбиной ТВД по результатам испытаний.

1 ПОРЯДОК ПРОВЕДЕНИЯ РАБОТЫ

Лабораторная работа выполняется в следующей последовательности.

1. Ознакомление с объектом испытания и схемой его препарирования.
2. Ознакомление с особенностями системы измерений на учебном испытательном стенде при проведении испытаний ТВД в термобарокамере.
3. Изучение техники безопасности при работе на испытательном стенде.
4. Ознакомление студентов, участвующих в проведении эксперимента, с их рабочими местами.
5. Уточнение на каждом рабочем месте методики проведения испытания ТВД.
6. Снятие экспериментальных дроссельных характеристики ТВД при двух значениях температуры воздуха на входе в термобарокамеру, получаемых с помощью системы обеспечения высотно-климатических условий.
7. Обработка результатов эксперимента, построение измеренных дроссельной характеристик ТВД, снятых для двух значений температуры воздуха на входе в двигатель.
8. Расчёт температуры газа перед турбиной ТВД по результатам испытания.
9. Оформление и сдача отчёта по лабораторной работе.

Работа проводится в лаборатории комплексных исследований (корпус 11, ком. 125) бригадами по 5...7 человек (студенческая подгруппа разбивается на две бригады). Каждый студент обязан до прихода на лабораторную работу изучить данное руководство и просмотреть соответствующие разделы в лекциях и рекомендуемой литературе.

Занятия начинаются с контроля знаний студентов. К выполнению лабораторной работы допускаются студенты, уяснившие её цель и задачи, изучившие методики проведения испытаний ТВД, обработки результатов эксперимента и построения дроссельных характеристик по результатам испытания ТВД в термобарокамере. После уточнения студентами неясных моментов в работе и ознакомления с объектом испытания и испытательным стендом, а также с правилами техники безопасности при работе на стенде с ТВД проводится испытание двигателя. Результаты эксперимента заносятся в протокол и обрабатываются (один режим работы двигателя - на одного или двух студентов).

Студенты, не допущенные к выполнению лабораторной работы из-за плохой подготовки или пропустившие её по болезни, должны выполнить её с другой группой по разрешению преподавателя, ведущего в данные часы занятия, при наличии свободных рабочих мест (максимальное допустимое число их в бригаде не должно превышать 9).

2 КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ О РЕЖИМАХ РАБОТЫ И ХАРАКТЕРИСТИКАХ ТВД

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

В отличие от ТРД режим работы ТВД определяется заданием не одного, а двух независимых параметров, например, частоты вращения n , часового 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 одного из параметров, характеризующих его нагрузку при постоянной частоте вращения ротора.

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. Поэтому дроссельную характеристику таких двигателей строят в зависимости от расхода топлива.

Существует следующая номенклатура основных режимов работы ТВД.

Максимальный - установившийся режим работы, характеризуемый максимальной мощностью N_{\max} при заданной частоте вращения. Ограничивается временем работы обычно не более 5 мин. Этот наиболее напряжённый режим предназначен для взлёта, достижения максимальной скорости полёта и выполнения различных манёвров.

Максимальный режим работы ТВД на земле ($H = 0, M = 0$) при взлёте летательного аппарата называют взлётным.

Максимальный продолжительный - 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. На данном режиме ТВД развивает, как правило, мощность $N_{\max \text{ пр}} = (0,85 \dots 0,90)N_{\max}$. Максимальный продолжительный режим работы используется при наборе высоты полёта.

Крейсерские - установившиеся режимы работы, характеризуемые, 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 летательном аппарате. Мощность ТВД на этих режимах обычно составляет $N_{\text{кр}} = (0,4 \dots 0,85)N_{\max \text{ пр}}$.

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

3 ОБЪЕКТ ИСПЫТАНИЯ

Объектом испытания является ТВД, выполненный на базе вспомогательной силовой установки ДГ-4М. Двигатель предназначен для привода генератора переменного тока С-40.

Главные требования, предъявляемые к двигателям такого назначения:

- надёжный запуск в широком диапазоне изменения высотно-климатических условий (T_H от -50 до $+50^\circ\text{C}$, высоты H от 0 до 3 км, влажность до 95 %);
- поддержание постоянной частоты вращения ротора;
- возможность использования различных типов жидкого топлива (керосин, дизельное топливо, бензин).

Внешний вид (рис. 1) и продольный разрез двигателя ДГ-4М показан на рисунке 2.

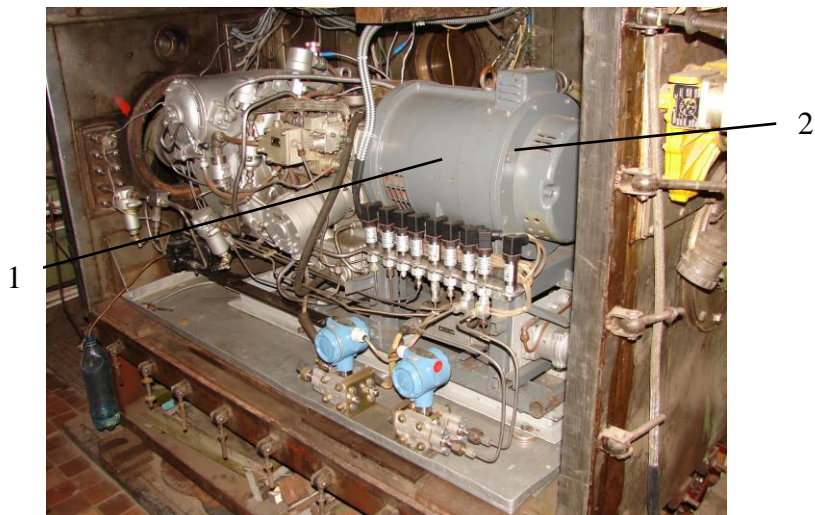


Рисунок 1 – Внешний вид двигателя ДГ-4М (1) с генератором С-40 (2)

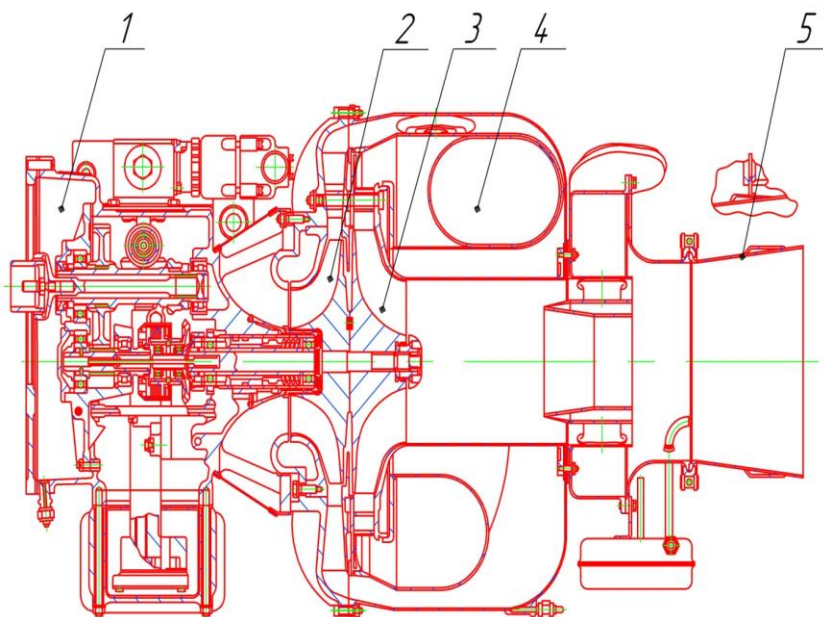
Двигатель ДГ- 4М является одновальным и состоит из следующих узлов и систем:

- одноступенчатый редуктор (1);

- одноступенчатый центробежный компрессор (2);
- одноступенчатая радиально-осевая турбина (3);
- однофорсуночная камера сгорания тангенциального типа (4);
- система топливо питания, смазки и электрооборудования.

Двигатель крепится к генератору переходным фланцем. Вал двигателя соединяется с валом генератора С-40 муфтой с торсионом.

Однофорсуночная камера сгорания трубчатой конструкции расположена тангенциально к сопловому аппарату турбины. Частота вращения ротора двигателя на всех указанных выше режимах работы сохраняется постоянной и равной $462,5 \text{ с}^{-1}$.



1-редуктор; 2- компрессор; 3- турбина; 4- улитка газосборника; 5- сопло

Рисунок 2 – Продольный разрез двигателя ДГ-4М

Редуктор двигателя имеет передаточное число $i = 4,625$, поэтому частота вращения вала воздушного винта (выходного вала привода генератора) равна $n_{\text{норм}} = 100 \text{ с}^{-1}$. Вход воздуха в компрессор радиальный.

В таблице 1 приводятся основные технические данные учебной двигательной установки – ТВД на базе двигателя ДГ- 4М в сравнении с параметрами современных авиационных турбовинтовых двигателей ($H = 0, M = 0$).

Видно, что параметры ТВД на базе ДГ- 4М не характерны для современных турбовинтовых двигателей. Это объясняется, прежде всего, малоразмерностью двигателя и спецификой требований, предъявляемых к ВСУ данного типа, однако экспериментальная установка позволяет получить протекание характеристик двигателя аналогичное характеристикам реальных полноразмерных ТВД.

Таблица 1 – Основные технические данные ТВД на базе ДГ-4М в сравнении с параметрами современных авиационных турбовинтовых двигателей

№ п/п	Двигатели	Фирма разработчик	Назначение двигателя	N_B	G_B	π_K^*	T_T^*	C_9
				кВт	кг/ с		К	кг/ кВт ч
1	ТВД на базе ДГ-4М	Калужский моторный завод	Учебная установка	42,0	1,46	2,5	783	1,210
2	GE H80	Дженерал Электрик	Легкий пассажирский самолет	588,4	3,72	6,7	1053	0,359
3	ТВД-1500Б	НПО «Сатурн»	Самолет местных воздушных линий	1028	2,5	11,7	1470	0,286
4	PW127M	Прайтт-Уитни	Самолет местных воздушных линий	2051	8	14,7	1390	0,209
5	TP400-D6	Европроп Интернэйшнл	Военно-транспортный самолет	7971	23	19	1700	0,238

4 СТЕНД ДЛЯ ВЫСОТНО-КЛИМАТИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ТВД

Схема и общий вид систем стенда приведены на рис. 3 и 4. Общий вид испытательного бокса показан на рис.5.

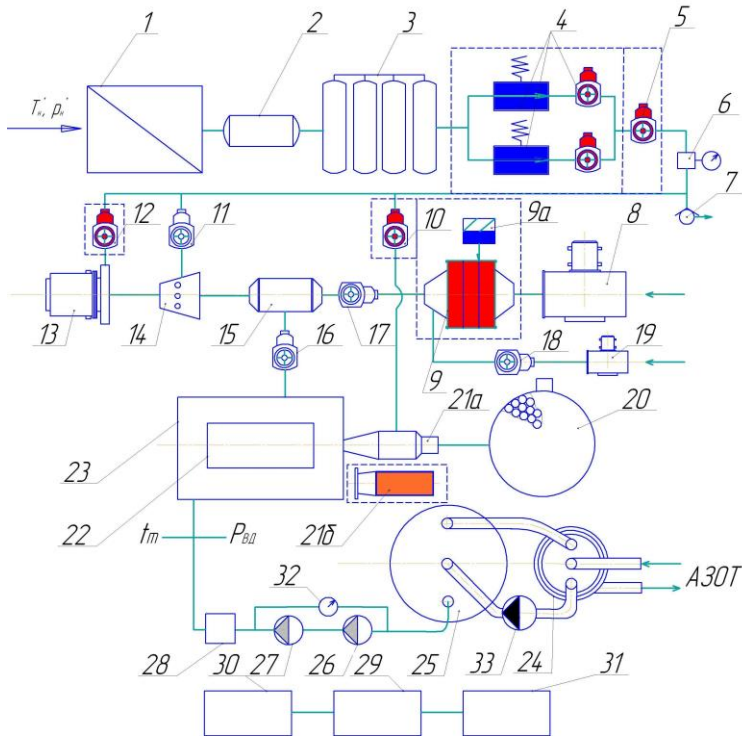


Рисунок 3 – Схема систем автоматизированного высотно-климатического стенда после модернизации

1 – компрессорная станция, 2 – блок осушки воздуха, 3 – баллонная рампа накопитель, 4 – блок редукторов с задвижками, 6 – измерительный узел, 7 – предохранительный клапан, 8, 19 – вентиляторы, 9 – блок калориферов, 9а – тиристорный блок управления калориферами, 5, 10, 11, 12, 16, 17, 18 – электродвигатели, 13 – турбодетандер, 14 – камера смешения, 15 – ресивер, 20 – башня шумоглушения, 21а – воздушный эжектор, 21б – выхлопная труба, 22 – двигатель, 23 – ТБК, 24 – азотный холодильник, 25 – топливный термостат, 26 – топливный насос НД, 27 – топливный насос ВД, 28 – ТДР, 29 – пульт управления, 30 – силовой шкаф управления электрокалориферами, 31 – демонстрационные панели, 32 – дроссельный кран, 33 – топливный насос перекачки.

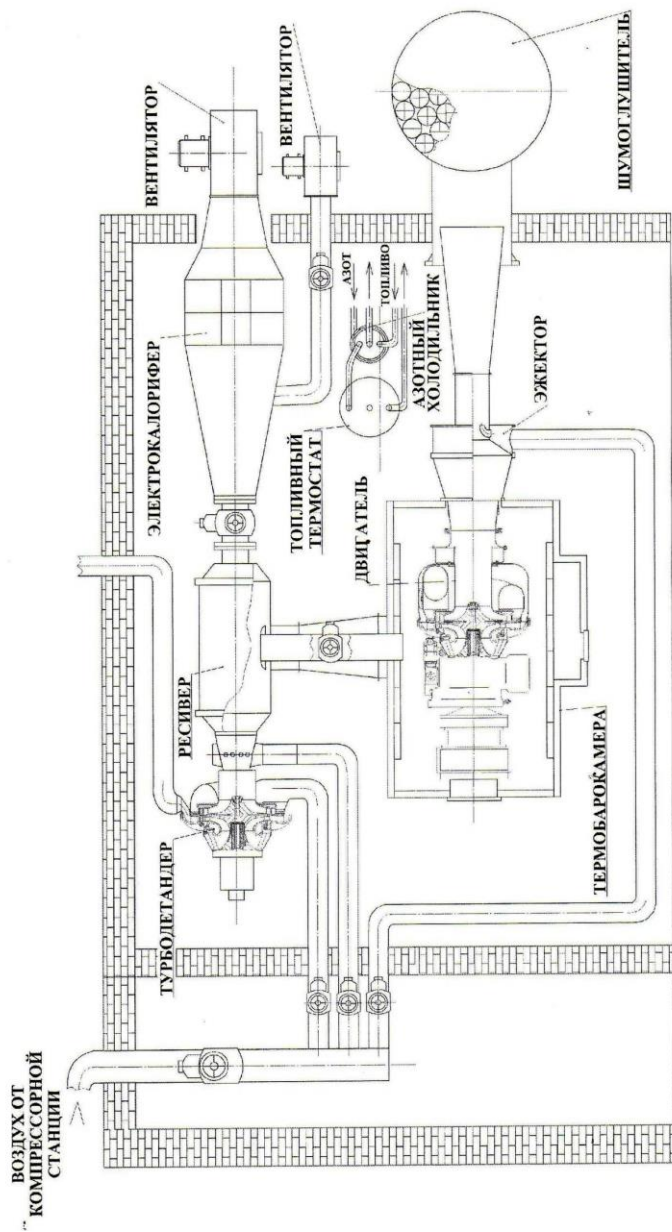


Рисунок 4 – Стенд для климатических и высотных испытаний МТВД



Рисунок 5 – Общий вид оборудования испытательного бокса

Технические характеристики стенда:

- Расход воздуха – $G_{\text{в}} = 0 \dots 1,5$ кг/с;
- Расход топлива – $G_{\text{м}} = 0 \dots 72$ кг/ч;
- Температура воздуха – $T_{\text{в}} = 223 \dots 323$ К;
- Температура топлива – $T_{\text{м}} = 223 \dots 323$ К;
- Давление топлива – $p_{\text{м}} = 0 \dots 40 \cdot 10^5$ Па;
- Высотные условия – $H = 0 \dots 3$ км;
- Габаритные размеры термобарокамеры (ТБК) – 1850×1150×1700 мм.

Стенд позволяет проводить испытания по определению дроссельных и климатических характеристик ТВД, пусковых характеристик ГТД и их камер сгорания, доводку узлов и т.д.

Стенд обеспечивает проведение испытаний как в автоматизированном, так и в ручном режимах.

Стенд включает в себя следующие основные системы (рис. 4):

- система обеспечения высотно-климатических условий (1-19, 21а, 23);
- термобарокамера с системой термостатирования топлива (23-28, 32, 33);
- системы управления, измерения и регистрации параметров (29-31, 32).

Для создания кондиционированных условий в термобарокамере 23 на стенде (см. рис.4) используется осушенный воздух высокого давления ($p = 18 \cdot 10^3$ кПа), нагнетаемый в рампу баллонов 3 компрессорной станцией 1. Блок осушки 2 обеспечивает снижение влажности воздуха до точки росы -60°C .

Сжатый и осушенный воздух из рампы баллонов 3 поступает через систему вентиляей в понижающий редуктор 4 и далее с постоянным давлением 5000 кПа к электродвижке 5, управляемой в автоматизированном или ручном режиме с пульта2.

Для получения охлажденного воздуха при испытаниях используется турбодетандерная установка 13 (ТДУ), созданная в СГАУ на базе малоразмерного двигателя ДГ-5М. Воздух в турбодетандер 13 поступает через электрозадвижки 5, 12. В турбодетандере 13 воздух, в зависимости от имитируемых условий охлаждается до заданной температуры и далее поступает в камеру смешения 14 и ресивер 15. Через электрозадвижку перепуска 11 в камеру смешения 14 подается, минуя турбодетандер, воздух для регулирования температуры. В ресивере 15 происходит выравнивание температуры воздуха, и он через электрозадвижку 16 поступает в термобарокамеру 23 к испытываемому двигателю 22.

При испытаниях с подогретым воздухом используются электрические калориферы 9 СФО-25 ($\Sigma N_{эл} = 130$ кВт). Они обеспечивают чистый подогрев воздуха. Воздух их атмосферы подается вентилятором 8 через электрокалорифер 9, задвижку 17 в ресивер 15 и далее в термобарокамеру 23 к испытываемому двигателю 22.

При испытаниях выхлопные газы отводятся в башню шумоглушения 20.

5 ИЗМЕРЯЕМЫЕ ПАРАМЕТРЫ И СХЕМА ПРЕПАРИРОВАНИЯ ДВИГАТЕЛЯ

В процессе испытания на стенде измеряется большое количество параметров. Одни из них относятся к параметрам, характеризующим рабочий процесс двигателя, его соответствие заданным техническим условия; другие позволяют контролировать и управлять стендовыми системами в процессе подготовки и проведения испытаний.

Основное требование, предъявляемое к системе измерения и регистрации – обеспечение необходимой точности измерений и соответствия ГОСТ.

Перечень измеряемых и контролируемых параметров в процессе испытаний на экспериментальном стенде приведён в таблице 2.

Таблица 2 – Параметры, измеряемые при подготовке и проведении испытаний

№	Изменяемые параметры	Единица измерения	Диапазон измерения	Погрешность	Датчик	Кол-во датчиков
1	Атмосферное изб. давление	кПа	85...115	0,3	Sitrans P (серия Z)	1
2	Давление воздуха на входе в двигатель	кПа	65...115	0,3	Sitrans P (серия Z)	1
3	Изб. давление воздуха за компрессором	кПа	0...320	0,3	Sitrans P (серия Z)	1
4	Перепад давлений на входе в двигатель	кПа	0...10	0,3	Метран-150	1
5	Температура воздуха на входе в компрессор	К	223...323	0,5	Термопара типа Т-49 (ХК)	3
6	Температура воздуха за компрессором	К	273...350	1,5	Термопара типа Т-49 (ХК)	3
7	Температура газа за турбиной	К	273...1200	1,5	Термопара ХА	6
8	Расход топлива	кг/с	0...0,02	0,5	Турбинный расходомер	2
9	Частота вращения ротора двигателя и ТДУ	с ⁻¹	0...500	2,5	ДТЭ-1	1
10	Электрическая мощность	дел	0...150	0,5	И-508М, К-50	

На рис. 6, а приведена схема препарирования проточной части ТВД ДГ-4М.

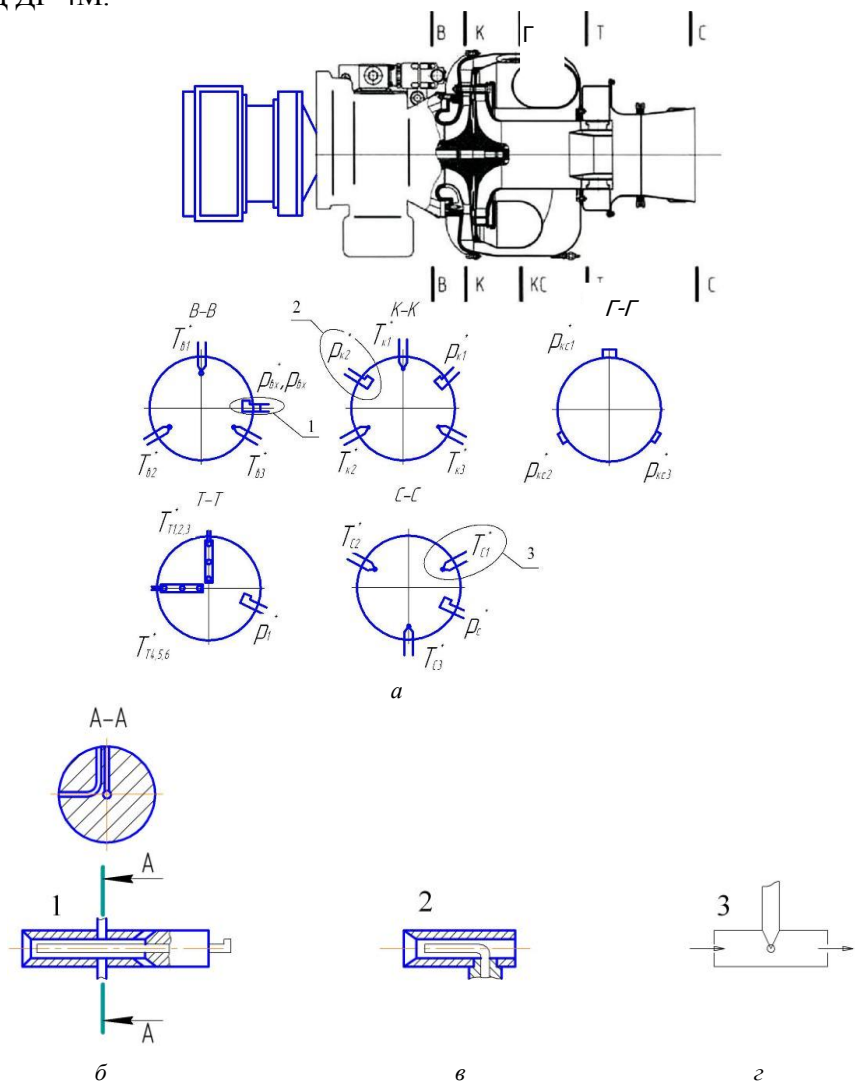


Рисунок 6 – Схема препарирования газоздушного тракта ТВД ДГ-4М, расположение приёмников давлений и термпар в проточной части: а - схема препарирования двигателя; б - комбинированный приемник давления с протоком, в - приемник давления заторможенного потока; г - продольно-обтекаемая термопара

Отбор рабочего тела для измерения давления осуществляется комбинированным приемником статического давления и давления заторможенного потока (сечение В-В, рис. 6, б) и приемниками давления заторможенного потока (сечения К-К, Г-Г, Т-Т, С-С, рис. 6, в).

Давление заторможенного потока измеряется с помощью тензометрических преобразователей SITRANS P серии Z. Чувствительным элементом служит мембрана с установленными на ней тонкопленочными тензорезисторами, соединенными в мостовую схему. Принцип действия основан на изменении сопротивления тензорезисторов за счет прогиба мембраны под действием давления окружающей среды. Изменение сопротивления приводит к разбалансу моста Уитсона, которое пропорционально измеряемому давлению.

Несколько иной способ измерения давления реализован в датчике Метран-150 (рис. 7), который позволяет определить перепад между давлением заторможенного потока и статистическим на входе в двигатель.

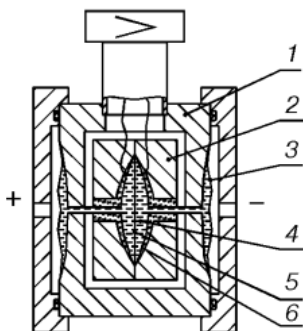


Рисунок 7 – Схема датчика давления Метран-150

Измерительный блок датчика состоит из корпуса 1 и емкостной измерительной ячейки 2. Емкостная ячейка изолирована механически, электрически и термически от измеряемой и окружающей сред. Измеряемое давление передается через разделительные мембраны 3 и разделительную жидкость 4 к измерительной мембране 5, расположенной в центре емкостной ячейки. Воздействие давления вызывает изменение положения измерительной мембраны 5, что приводит к появлению разности емкостей между измерительной мембраной и пластинами конденсатора 6, расположенными по обеим сторонам от измери-

тельной мембраны. Разность емкостей измеряется аналого-цифровым преобразователем и преобразуется электронным преобразователем в выходной сигнал.

Температура заторможенного потока в сечениях двигателя, а также температура топлива перед форсунками измеряется при помощи хромель-копелевых и хромель-алюмелевых термопар (рис. 6, в), принцип действия которых основан на возникновении термо-ЭДС в цепи, состоящей из разнородных проводников. Термопара имеет горячий спай, который помещается в измеряемую среду и холодный спай, температура которого поддерживается постоянным за счет помещения холодного спаива в термостат.

Измерение мощности, развиваемой двигателем, осуществляется по электрической мощности приводного генератора С-40. Вырабатываемая генератором электрическая энергия подается на балластное сопротивление. Здесь она переходит в тепло, рассеиваемое в окружающую среду. Регулирование величины поглощаемой мощности (т.е. нагрузки на двигатель) осуществляется ступенчатым подключением секции балластного сопротивления (5 кВт, 10 кВт, 20 кВт, 20 кВт).

Измерение расхода топлива производится объемным способом с использованием датчика турбинного расходомера ТДР-3-1-3 (рис. 8).

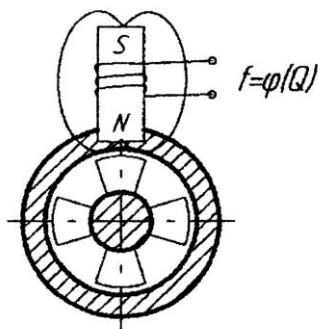


Рисунок 8 – Схема датчика расхода жидкости ТДР

Это датчик индукционного типа, представляющего собой магнит с обмоткой, импульсы в которой возникают при пересечении силовых магнитных линий обмотки лопастями турбины, установленной в потоке жидкости. Частота вращения турбины и, следовательно, частота

электрических импульсов пропорциональна объемному расходу жидкости, проходящей через датчик.

Определение расхода воздуха через двигатель проводится косвенным методом с использованием значений перепада давления между заторможенным потоком и статическим на входе в компрессор и градуировочного графика $G_{в\ пр} = f(\Delta\rho_{вх} / \rho_H)$ для двигателя ДГ-4М (рис. 14).

Частота вращения ротора измеряется с помощью датчика типа ДТЭ, который представляет собой низкочастотный (максимальная выходная частота 100 Гц) тахогенератор трехфазного тока. Вал тахогенератора связан с ротором двигателя через редуктор. Частота тока и выходное напряжение тахогенератора пропорционально измеряемой частоте вращения.

Измерение мощности осуществляется с помощью прибора К-50 с блоком измерительных трансформаторов И508М.

Запуск, испытание двигателя и управление системами стенда осуществляется с пульта управления. Регистрация параметров осуществляется автоматизированной системой, параметры отображаются на пульте оператора и на демонстрационных панелях.

6 МЕТОДИКА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ ДРОССЕЛЬНОЙ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТВД

6.1 Порядок проведения испытания

Процесс испытания ДГ-4М в ТБК состоит из нескольких этапов:

- подготовка к запуску двигателя ДГ-4М;
- подготовка систем стенда к испытаниям;
- запуск двигателя;
- проведение испытаний согласно заданной программе;
- «останов» двигателя и выключение систем стенда;
- экспериментальное определение дроссельной характеристики ДГ-4М в сложившихся стендовых условиях;
- экспериментальное определение дроссельной характеристики при $T_{в}^* = 323\text{ К}$.

В данной работе испытание ТВД проводится на 4-х режимах по нагрузке: 10, 20, 30 и 40 кВт, что соответствует 2-м крейсерским, максимально-продолжительному и взлётному режимам. На ТВД переход

с максимально режима на крейсерский режим осуществляется во многих случаях при $n = \text{const}$ за счёт снижения расхода топлива и одновременного уменьшения нагрузки (уменьшения угла установки винта). Постоянное значение частоты вращения $n = \text{const}$, поддерживается насосом-регулятором двигателя ДГ-4М. При испытаниях с использованием стендовой топливной системы поддержание постоянных оборотов двигателя осуществляет автоматизированная система (путем управления РУД).

Параметры на входе в компрессор (сечение В-В), за компрессором (К-К), на выходе из турбины (сечение Т-Т) и за соплом (С-С) показаны на рисунках 9-13.

6.2 Первичная обработка результатов измерений

Обработка результатов измерений проводится в следующей последовательности:

1 Определяется абсолютное значение частоты вращения ротора двигателя, где

$$n = n_{\text{норм}} \frac{\bar{n}}{100}, \text{ с}^{-1} (\text{мин}^{-1}),$$

где \bar{n} - относительная частота вращения ротора в процентах,

$$\bar{n} = \sqrt{\frac{T_H}{288,16}} \cdot 100 \%,$$

$$n_{\text{норм}} = 462,5 \text{ с}^{-1} (27750 \text{ мин}^{-1}).$$

2 Определяются и переводятся из °С в К измеренные значения температуры торможения в характерных сечениях:

• $T_i^* = \sum_{ni} t_i^* + 273,15 \text{ К}$, где T_i^* - измеренное значение температуры в °С в i -ой точке;

• $T_H^* = t_H^* + 273,15 \text{ К}$;

• $T_B^* = \frac{t_{B1}^* + t_{B2}^* + t_{B3}^*}{3} + 273,15 \text{ К}$ - сечение В-В (см. рис.7);

Двигатель

Управление

Вход

Выход

КВД

Сигнал

РУД

Графика

События

Выход

24.12.2014
13:50:37

Двигатель ДТ-4М

Время работы

Наработка: 1,9 ч

Часы: ***

Секунды: ***

Подготовка к пуску

ЗАПУСК

Останов

Перевод в "Полуавтомат"

Перевод в "Автомат"

Режимы управления

Режимы: Полуавтомат

Режимы: Не готов к пуску

Режимы: Работа

Режимы: Неожиданная остановка

Параметры работы ДТ-4М

РУД

$P_{\text{руд}}$ 0,0 %

$P_{\text{руд}}$ -0,0 °

Нагрузка

$U_{\text{бобр}}$ 0,0 В

$U_{\text{ген}}$ -0,0 В

W_{Σ} 0,0 кВт

Управление

$U_{\text{бвк}}$ 27,0 В

Топливо

$C_{\text{то}}$ 0,0019 см³/с

$T_{\text{то}}$ 20,9 °С

$P_{\text{то,нд}}$ -4,6 кгПа

$P_{\text{то,ф}}$ -1,7 кгПа

Топливный насос НД

Режимы: Полуавтомат

Состояние: Отключен

Топливный насос ВД

Режимы: Полуавтомат

Состояние: Отключен

Вентилятор №1

Режимы: Полуавтомат

Состояние: Отключен

Вентилятор №2

Режимы: Полуавтомат

Состояние: Отключен

Параметры стенда

ТЭК и ТДУ

$P_{\text{ру}}$	0	кгПа
$P_{\text{к,тау}}$	+0	кгПа
$P_{\text{тобс}}$	97	кгПа
$T_{\text{ж,к}}$	26	°С
$T_{\text{ж,с}}$	24	°С

Дополн.

$P_{\text{н}}$	97,2	кгПа
h	0,0	м
$U_{\text{бобр}}$	27,8	В
$P_{\text{жк}}$	7	кгПа
$T_{\text{бвд}}$	32,3	°С
$T_{\text{ген}}$	-0,0	А

Программа испытаний

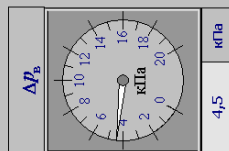
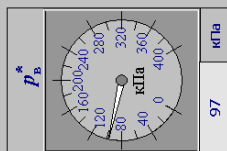
$W_{\text{ген}}$	0,0	кВт
$T_{\text{ж,к}}$	35	°С
$T_{\text{ж,с}}$	-1	°С
$P_{\text{к,тау}}$	90	кгПа
$P_{\text{тобс}}$	0	кгПа
$T_{\text{ж,к}}$	96	°С

1	24.12.2014	13:40:37	Пришло Частота вращения ротора ГТД - нарушена НПУ
---	------------	----------	---

Контроль

Рисунок 9 – Видеоквдр на АРМ оператора

Вход



Температура

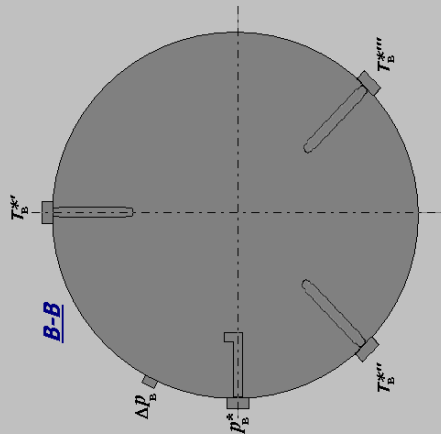


Рисунок 10 – Видеокادر на демонстрационной панели для регистрации параметров на входе в двигатель

Выход

Сообщения

Графики

РУД

Сопло

Турбина

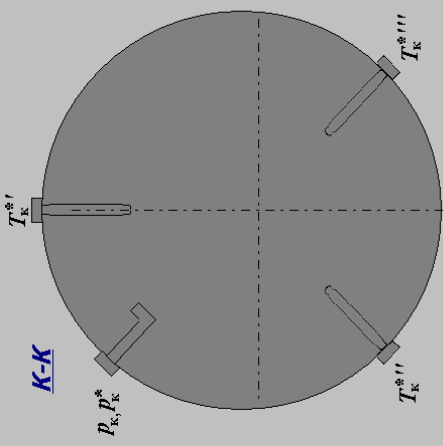
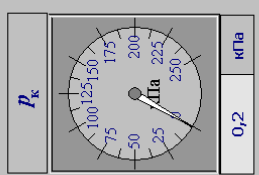
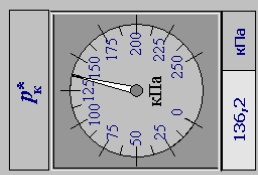
КВД

Вход

Управление

Двигатель

Компрессор



Температура

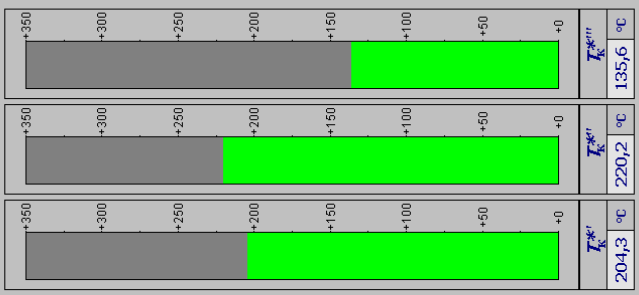


Рисунок П1 - Видеокادر на демонстрационной панели для регистрации параметров за компрессором

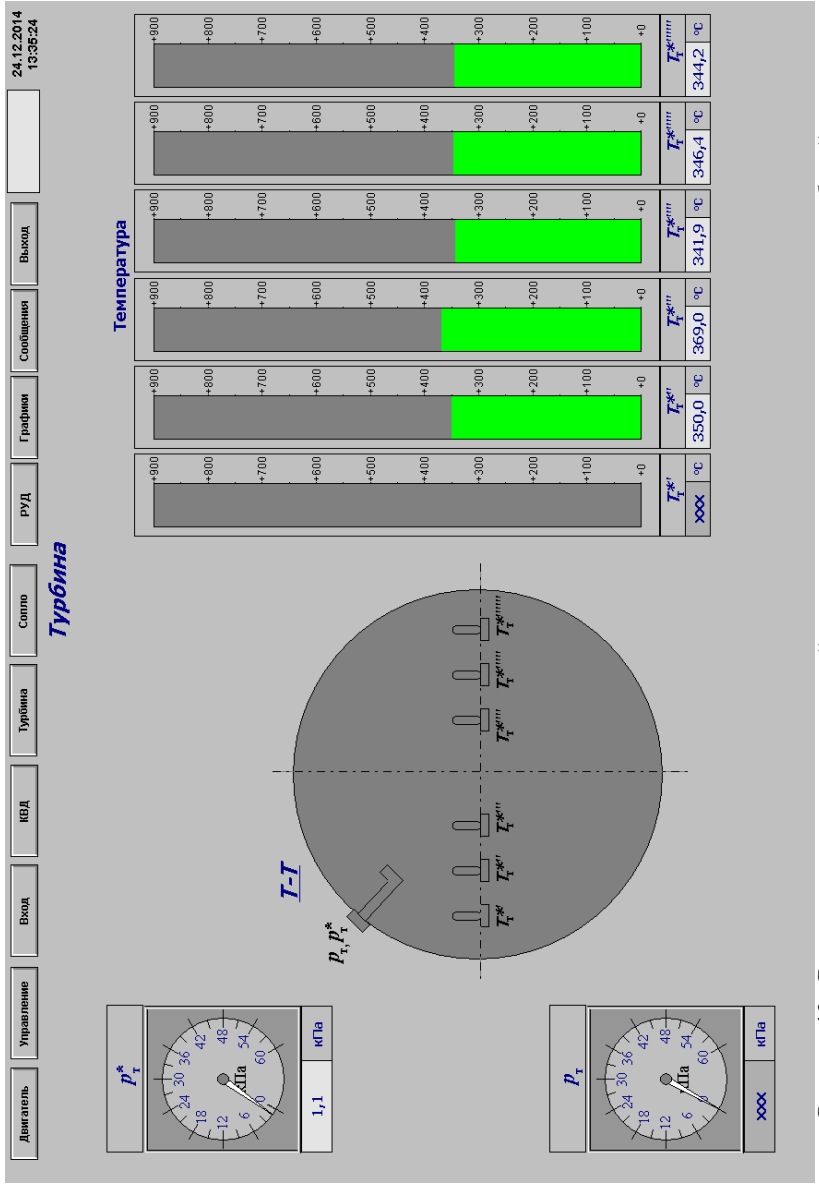


Рисунок 12 - Видеокادر на демонстрационной панели для регистрации параметров за турбиной

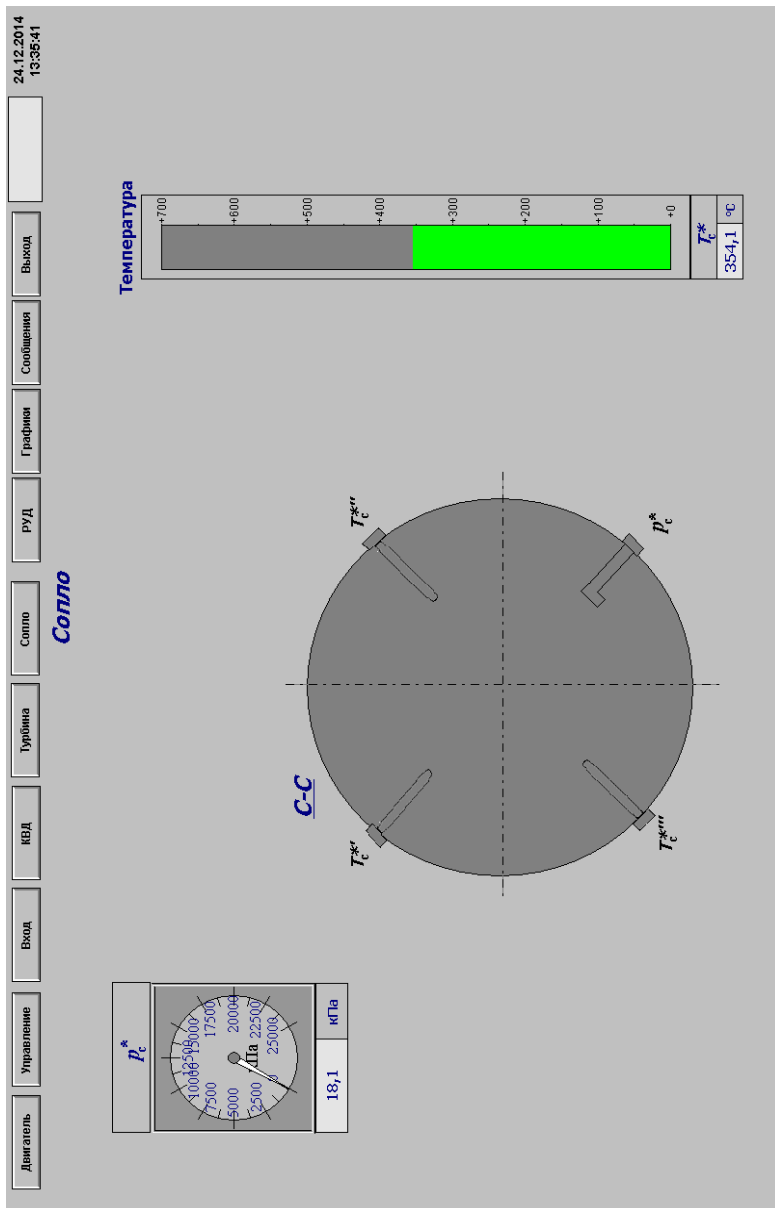


Рисунок 13 – Видеоквдр на демонстрационной панели для регистрации параметров за соплом

- $T_k^* = \frac{t_{k1}^* + t_{k2}^* + t_{k3}^*}{3} + 273,15 \text{ К}$ - сечение К-К;
- $T_T^* = \frac{t_{T1}^* + t_{T2}^* + t_{T3}^* + \dots + t_{T6}^*}{6} + 273,15 \text{ К}$ - сечение Т-Т;
- $T_c^* = t_c^* + 273,15 \text{ К}$ - сечение С-С.

3 Определяется абсолютное значение давления за компрессором:

$$p_k^* = p_H^* + p_{k\text{изб}}^*, \text{ Па},$$

где $p_{\text{изб}}^*$ - избыточное давление за компрессором, измеренное в 3-х точках и газодинамически осреднённое.

4 Определяется степень повышения давления в компрессоре $\pi_k^* = p_k^* / p_H^*$, при этом учитывая, что потери давления заторможенного потока на входе в двигатель незначительны, принимаем $p_b^* = p_H^*$.

5 С использованием зависимости $G_{\text{в пр}} = f\left(\frac{\Delta p_b}{p_H}\right)$, кг/с, пред-

ставленной на рис. 14 для двигателя ДГ-4М, определим приведённый расход воздуха $G_{\text{в пр}}$, кг/с.

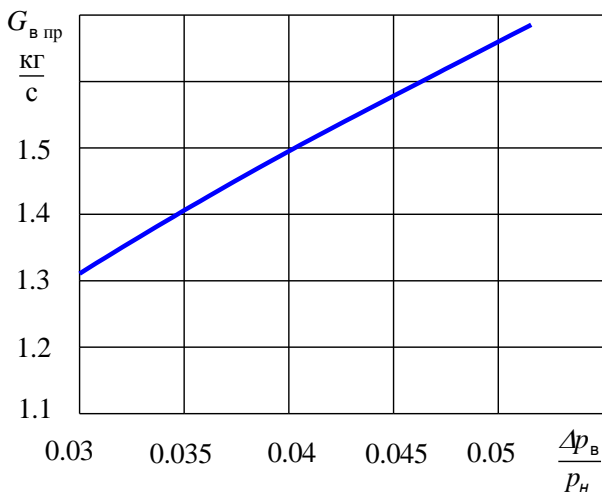


Рисунок 14 – Градуировочный график приведённого расхода воздуха через двигатель

Физический расход воздуха можно найти по формуле приведения

$$G_B = G_{B \text{ пр}} \frac{P_B^*}{101,33} \sqrt{\frac{288,16}{T_B^*}}.$$

6 Определение мощности двигателя. При проведении испытания мощность малоразмерного ТВД типа ДГ-4М обычно определяется по параметрам генератора с учетом его КПД

$$N_B = \frac{N_{\text{ген}}}{\eta_{\text{ген}}},$$

где $N_{\text{ген}}$ – нагрузка снимаемая с генератора С-40

$$N_{\text{ген}} = k_{\text{дел}} N_{\text{изм}}, \text{ кВт},$$

где $k_{\text{дел}} = 0,525$ – коэффициент перевода делений шкалы прибора в кВт;

$N_{\text{изм}}$ – измеренное напряжение, дел;

$\eta_{\text{ген}}$ – КПД генератора.

КПД генератора в расчётах обычно принимается величиной постоянной и гарантируемой заводом изготовителем при номинальной нагрузке и постоянной частоте вращения. Для генератора С-40 значение $\eta_{\text{ген}} = 0,86$ при номинальной нагрузке $N_{\text{ген}} = 40$ кВт и $n = 100 \text{ с}^{-1}$ (6000 мин^{-1}).

7 Определяется секундный массовый расхода топлива

$$G_m = Q_m \rho_m, \text{ г/с},$$

где ρ_m - плотность топлива при температуре топлива T_m во время испытания, г/см^3 .

8 Определяется часовой расход топлива

$$G_m \text{ час} = 3,6G_m, \text{ кг/ч}.$$

Результаты первичной обработки заносятся в протокол обработки (Приложение А).

6.3 Построение стендовой дроссельной характеристики

По результатам испытаний в термобарокамере строятся стендовые дроссельные характеристики ТВД для двух значений T_B^* . Они представляют собой зависимости четырёх основных технических данных двигателя (расхода воздуха, мощности винта, температуры заторможенного потока в сечениях за компрессором и за турбиной) от ча-

сового расхода топлива. Характеристики строятся на одном графике, на миллиметровой бумаге для опробованных в процессе испытаний режимов работы. Пример построения такой характеристики показан на рис. 15.

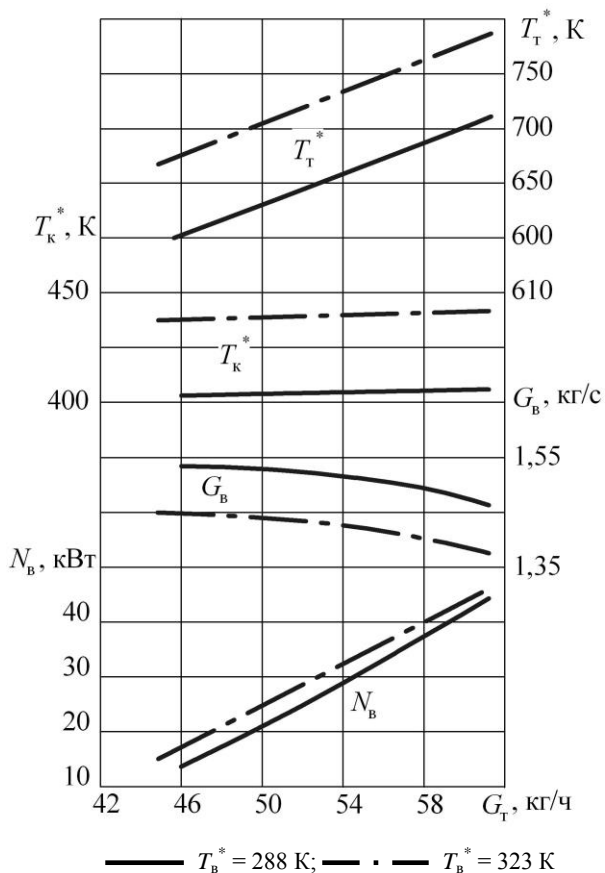


Рисунок 15 – Стендовая дроссельная характеристика ТВД ДГ-4М при $n = 100\% = \text{const}$

7 РАСЧЁТ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА ПЕРЕД ТУРБИНОЙ

Непосредственно измерение температуры газа перед турбиной T_T^* у большинства ТВД не производится. Для оценки и контроля её пре-

дельных значений в процессе эксплуатации часто используются результатами измерений температуры газа за турбиной T_T^* .

Величину температуры T_T^* на конкретных экземплярах ТВД можно вычислить по одному из трёх следующих методов.

1. По уравнению теплового баланса:

$$i_T^* = i_K^* + \frac{G_m H_u \eta_T}{G_B \vartheta_{\text{охл}} K_T + G_m}.$$

Чтобы рассчитать величину T_T^* по этому уравнению, необходимо измерить T_K^* , G_m , G_B , а также с достаточной достоверностью знать величины коэффициентов η_T , $\vartheta_{\text{охл}}$ и поправочного коэффициента K_T (см. [2], с. 74).

2. По уравнению мощностного баланса

$$i_T^* = i_T^* + \frac{G_B (i_K^* - i_B^*) + N_B}{(G_B \vartheta_{\text{охл}} + G_m) \eta_M}.$$

Для вычисления $T_{T \text{ норм}}^*$ следует определить $T_{K \text{ норм}}^*$, $T_{T \text{ норм}}^*$, $G_{B \text{ норм}}$ и с требуемой достоверностью знать величину коэффициентов $\vartheta_{\text{охл}}$ и η_M .

3. По уравнению баланса расходов

$$T_T^* = \left[\frac{p_K^* \sigma_{Kc} A_T}{G_B \left(\vartheta_{\text{охл}} + \frac{G_T}{G_B} \right)} \right]^2.$$

Рассчитать $T_{T \text{ норм}}^*$ по данному уравнению можно, определив $p_{K \text{ норм}}^*$, $G_{B \text{ норм}}$, $G_{T \text{ норм}}$, и зная с достаточной достоверностью величины коэффициентов σ_{Kc} , $\vartheta_{\text{охл}}$, и пропускную способность турбины $A_T = \mu F_{\text{са}} \sigma_{\text{са}} q(\lambda_{\text{са}})$.

Основной задачей экспериментального определения температу-

ры $T_{Г\text{норм}}^*$ является достижение согласования её значений, полученным по этим трем балансным уравнениям.

В лабораторной работе рекомендуется определить температуру газа перед турбиной $T_{Г\text{норм}}^*$ 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 $i_{\text{к}}^*$, а также газа $i_{\text{Г}}^*$ и $i_{\text{Т}}^*$ определяются с помощью $\pi - i - T$ диаграмм для сухого воздуха и продуктов сгорания (при $\alpha = 4$) соответственно по нормальным значениям температур заторможенного потока в указанных сечениях (см. Приложение Б). При этом следует пользоваться следующей связью между единицами работы и энергии: $1 \text{ кал} = 4,187 \text{ Дж}$.

8 ОТЧЁТ 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 параметров двигателя на взлетном, максимальном продолжительном и двух крейсерских режимах работы (см. Приложение А). Протокол подписывается студентом, оформившим его.

3. Графические зависимости стендовых дроссельных характеристик ТВД ДГ-4М, выполненный на миллиметровой бумаге формата А4. Характеристика строится карандашом с применением лекал. Рекомендуемые масштабы и расположение кривых показаны на рис. 15. На графике должны быть указаны фамилия, инициалы и группа студента, а также его подпись.

Зачёт по лабораторной работе ставится по результатам собеседования (контрольные вопросы для подготовки к зачету смотри в приложении 2) при наличии у студентов перечисленных выше материалов.

Библиографический список

1. Испытания авиационных двигателей: учебник для вузов / под общ. ред. Григорьева В.А. и Гишварова А.С. М.: Машиностроение, 2010. 502 с.
2. Дорофеев В.М., Маслов В.Г., Первышин Н.В. и др. Термодинамический расчет газотурбинных силовых установок. М.: Машиностроение, 1973. 144 с.
3. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М. Теория авиационных газотурбинных двигателей. Ч.2. М.: Машиностроение, 1978. 336 с.
4. Черкез А.Я., Онищик И.И., Таран Е.М. и др. Испытания воздушно-реактивных двигателей / под общей ред. А.Я. Черкеза. М.: Машиностроение, 1992. 304 с.

ПРИЛОЖЕНИЕ А

Пример заполнения протокола испытаний к лабораторной работе № 4 (к курсу "Испытания и обеспечения надёжности авиационных двигателей и энергетических установок").

1 Задание. Снять стендовую дроссельную характеристику и определить нормальные значения параметров ТВД ДГ-4М на взлетном, максимальном продолжительном и двух крейсерских режимах.

По результатам эксперимента построить зависимости $N_B, G_B, T_K^*, T_T^* = f(G_m)$ для двух значений T_B^* .

2 Краткая методика эксперимента: описываются последовательность основных этапов эксперимента и проводимые измерения.

3 Экспериментальная установка и её данные: кратко описываются технические характеристики и принцип работы систем стенда.

4 Протокол испытания №1-ВКС.

Топливо: ТС-1, $t_m^* = 15^\circ\text{C}$, $\rho_\delta = 785 \text{ кг / м}^3$.

Двигатель: ДГ-4М.

5 Атмосферные условия: $p_H = 99 \text{ КПа}$; $t_H = 0^\circ\text{C}$.

6.1 Результаты измерений

Условия испытания	Режим	n	Сечение В-В					Сечение К-К			
			$t_{в1}^*$	$t_{в2}^*$	$t_{в3}^*$	p_B^*	Δp_B	$t_{к1}^*$	$t_{к2}^*$	$t_{к3}^*$	$p_{к\text{ изб}}^*$
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
		%	$^\circ\text{C}$	$^\circ\text{C}$	$^\circ\text{C}$	кПа	кПа	$^\circ\text{C}$	$^\circ\text{C}$	$^\circ\text{C}$	кПа
Холодный воздух	кр.	100	10,9	13,4	15,9	99	4,3	122,8	131,5	130	139,6
	взл.	100	12,2	15,5	17	99	4	124,2	133	131,3	140,3
Подогретый воздух	кр.	100	51,7	51,1	42	99	4,3	153,8	168,1	162,7	124,9
	взл.	100	52,6	52,8	44,2	99	4	156,3	170,2	164,5	124,8

6.1 Окончание таблицы

Сечение Т-Т						С-С	ТДР	Генератор
t_{T1}^*	t_{T2}^*	t_{T3}^*	t_{T4}^*	t_{T5}^*	t_{T6}^*	t_c^*	Q_m	$N_{ген}$
$^{\circ}\text{C}$	$^{\circ}\text{C}$	$^{\circ}\text{C}$	$^{\circ}\text{C}$	$^{\circ}\text{C}$	$^{\circ}\text{C}$	$^{\circ}\text{C}$	$\text{см}^3/\text{с}$	кВт
358,8	357,4	350,8	354	350	378,2	360,9	18,1	21,3
415,7	418,7	436,1	430,5	413,9	440	429,5	21,5	38,5
427,9	445,3	418,5	418,5	421,2	415,2	429,2	17,8	20,6
495,8	522,3	511,6	511,6	505,2	486,3	507,7	21,4	37,2

6.2 Протокол обработки результатов измерений

Усл. исп.	Режим	T_v^*	p_v^*	T_k^*	p_k^*	π_k^*	T_T^*	T_c^*	$\frac{\Delta p_B}{p_H}$	$G_{в пр}$	G_b	G_m	N_b
22	23	24	25	26	27	28	29	30	31	32	33	34	35
		К	кПа	К	кПа		К	К		кг/с	кг/с	кг/ч	кВт
Хол. воздух	кр.	286,55	99	401,25	238,6	2,41	631,35	634,05	0,043	1,55	1,52	51,15	24,77
	взл.	288,05	99	402,65	239,3	2,42	698,97	702,65	0,04	1,5	1,46	60,78	44,77
Подогр. воздух	кр.	321,42	99	434,68	223,9	2,26	697,58	702,35	0,043	1,55	1,43	49,98	23,95
	взл.	323,02	99	436,82	223,8	2,26	778,62	780,85	0,04	1,5	1,38	60,09	40,26

6.3 Расчет значения T_T^* на взлетном режиме

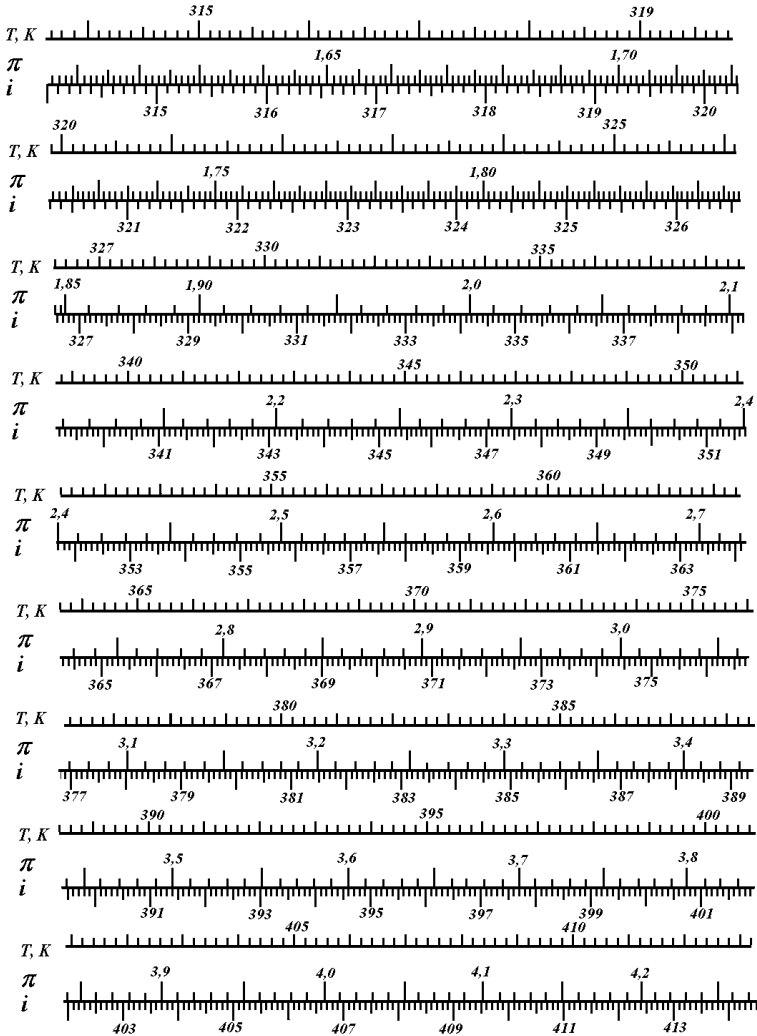
Условия испытания	i_V^*	i_K^*	i_T^*	G_m	i_T^*	T_T^*
	$\frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$	$\frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$	$\frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$	кг/с	$\frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$	K
36	37	38	39	40	41	42
Холодный воздух	289,49	403,7	723,5	0,017	867,3944	827,7
Подогретый воздух	324,45	438,4	811,3	0,017	955,5631	905,2

ПРИЛОЖЕНИЕ Б

π - i - T диаграммы сухого воздуха и продуктов сгорания

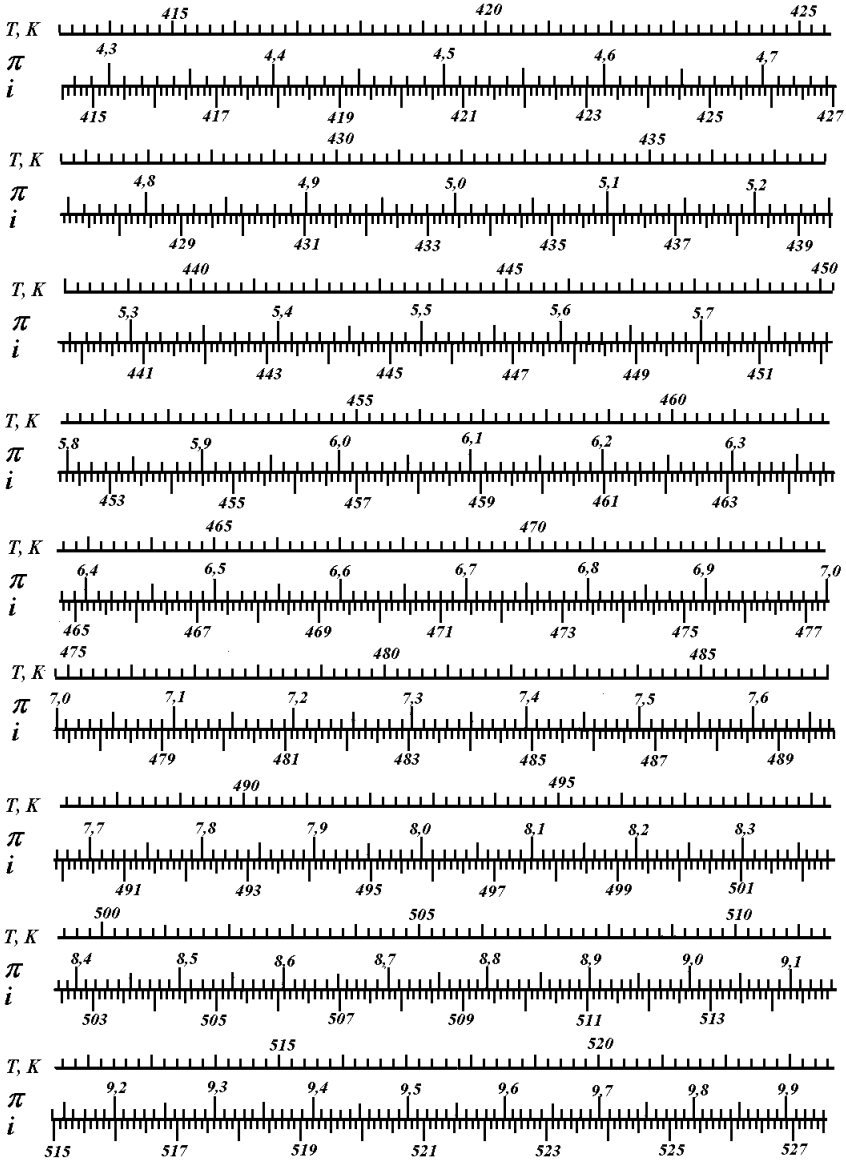
Сухой воздух ($\alpha = \infty$, $d = 0$)

$T = 314 \div 413 \text{ K}$



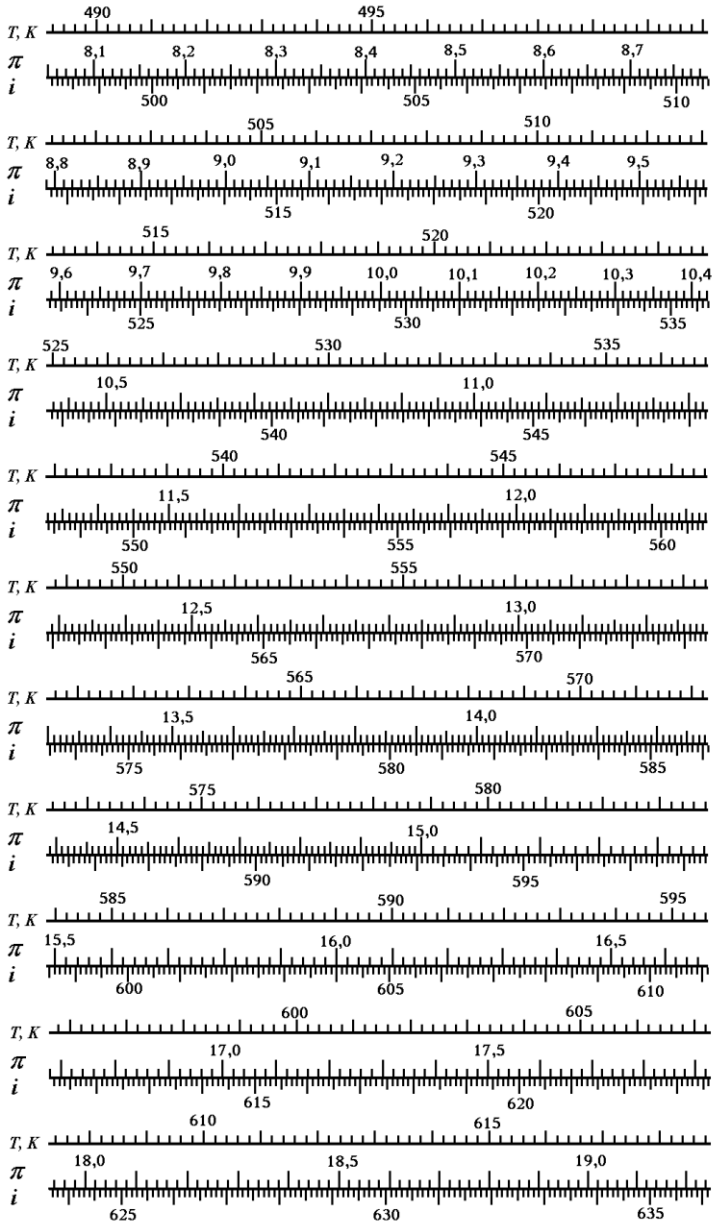
Сухой воздух ($\alpha = \infty$, $d = 0$)

$T = 414 \div 523 \text{ K}$



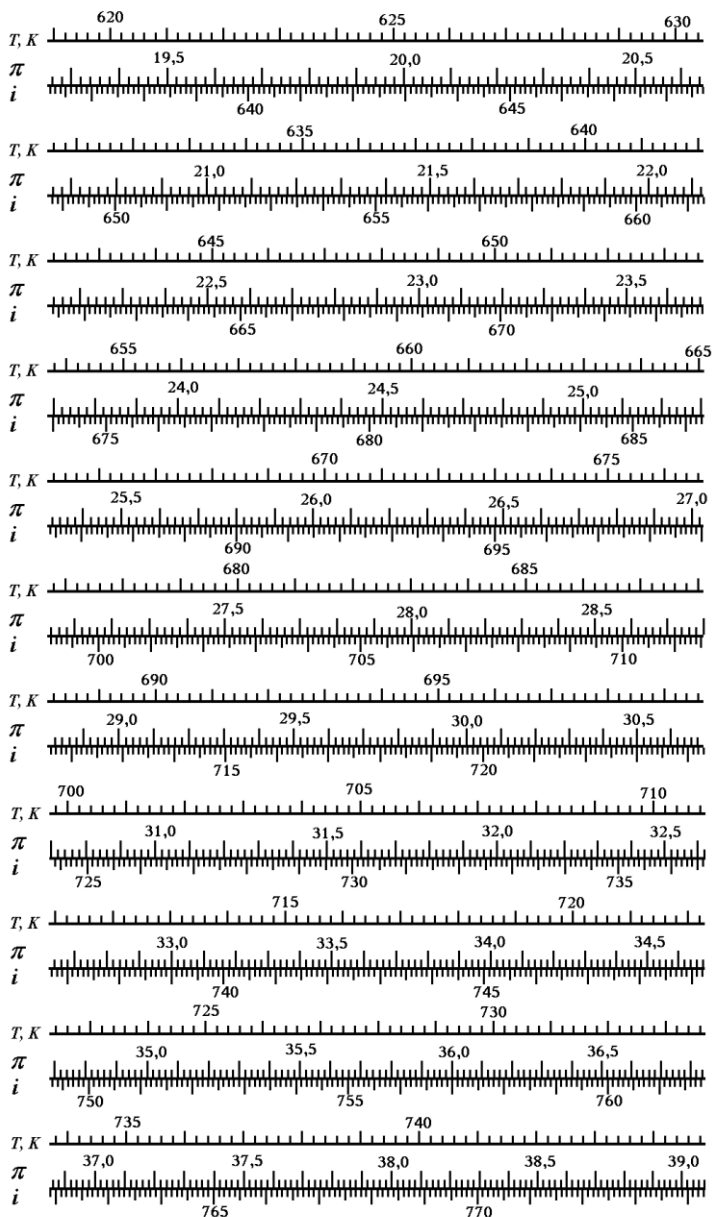
Продукты сгорания ($\alpha = 4$, $d = 0$)

$T = 490 \div 618 \text{ K}$



Продукты сгорания ($\alpha = 4$, $d = 0$)

$$T = 619 \div 744 \text{ K}$$



ПРИЛОЖЕНИЕ В

Контрольные вопросы для подготовки к отчету по лабораторной работе

1. Насколько C_3 и T_r^* ТВД на базе ДГ-4М отличаются от значений этих параметров, характерных для современных ТВД и почему?
2. Какова методика экспериментального определения нормальных значений параметров ТВД в данной лабораторной работе?
3. Дайте определение стендовой дроссельной характеристики ТВД ДГ-4М.
4. Какова методика снятия стендовой дроссельной характеристики ТВД ДГ-4М?
5. Какова номенклатура основных режимов работы ТВД и их характеристик?
6. Какой метод измерения мощности двигателя применен в лабораторной работе, его преимущества и недостатки в сравнении с другими методами?
7. Каким образом у испытываемого ТВД ДГ-4М изменялась величина поглощаемой мощности с вала воздушного винта?
8. Измерение каких параметров необходимо провести при испытании ТВД для расчета температуры T_a^* по уравнению теплового баланса?
9. Каким образом создаются высотные условия при испытаниях в ТБК?
10. Как создаются климатические условия при испытаниях в ТБК ($T_b^* = 223 \dots 323$ К)?
11. Какие виды погрешностей измерений имеют место при испытании ГТД?

Учебное издание

**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ
В ТЕРМОБАРОКАМЕРЕ ВЛИЯНИЯ
ТЕМПЕРАТУРЫ НАРУЖНОГО ВОЗДУХА
НА ДРОССЕЛЬНУЮ ХАРАКТЕРИСТИКУ
ТУРБОВИНТОВОГО ДВИГАТЕЛЯ**

Методические указания к лабораторной работе

Составители:

Григорьев Владимир Алексеевич

Зубков Пётр Григорьевич

Калабухов Дмитрий Сергеевич

Самарский государственный аэрокосмический университет

им. академика С.П. Королёва

(национальный исследовательский университет).

443086 Самара, Московское шоссе, 34
