

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ  
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФГБОУ ВПО «Воронежский государственный технический  
университет»

Кафедра «Ракетные двигатели»

МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ  
к выполнению лабораторной работы №3  
«Экспериментальное получение и анализ характеристик  
камеры сгорания ГТД» по дисциплине «Общая теория  
авиационных и ракетных двигателей» для студентов  
специальности 160700.65, 24.05.02 «Проектирование  
авиационных и ракетных двигателей» очной формы обучения

Воронеж 2015

Составители: д-р техн. наук, проф. А.Ф. Ефимочкин  
канд. техн. наук, А.В. Москвичев  
М.М. Федотов

УДК 621.9.04

Методические указания к выполнению лабораторной работы №3 «Экспериментальное получение и анализ характеристик камеры сгорания ГТД» по дисциплине «Общая теория авиационных и ракетных двигателей» специальности 160700.65, 24.05.02 «Проектирование авиационных и ракетных двигателей» очной формы обучения / ФГБОУ ВПО "Воронежский государственный технический университет"; сост.

А.Ф. Ефимочкин, А.В. Москвичев, М.М. Федотов. Воронеж, 2015. 20 с.

В методических указаниях рассматривается устройство экспериментальной установки для исследования характеристик полноты сгорания основной камеры сгорания с целью получения экспериментальным путем характеристик полноты сгорания основной камеры сгорания и определения границ устойчивого горения топлива в камере сгорания..

Библиогр.: 2 назв. Ил. 6. Табл. 3

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.Д. Горохов

Ответственный за выпуск зав. кафедрой д-р техн. наук проф. В.С. Рачук

Издается по решению редакционно-издательского совета Воронежского государственного технического университета.

© ФГБОУ ВПО "Воронежский  
государственный технический  
университет", 2015

## Лабораторная работа № 3

### ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ПОЛУЧЕНИЕ И АНАЛИЗ ХАРАКТЕРИСТИК КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГТД

#### Цель работы

1. Изучение устройства экспериментальной установки для исследования характеристик полноты сгорания основной камеры сгорания.
2. Получение экспериментальным путем характеристик полноты сгорания основной камеры сгорания.
3. Определение границ устойчивого горения топлива в камере сгорания.
4. Визуальное изучение структуры потока в зоне обратных токов камеры сгорания.

#### Задание

1. Изучить: устройство лабораторной установки; расположение основных органов управления режимами работы турбины; измерительную аппаратуру.
2. Произвести расчет характеристик газовой турбины в табличной форме на основе полученных экспериментальных данных, приведенных в табл. 4.1 "Руководства к лабораторным работам".
3. Определить обработанные экспериментальные данные, необходимые для построения характеристики газовой турбины.
4. Пересчитать нормальные данных эксперимента в критериальные параметры и построить графики зависимостей:

$$\frac{G_T \sqrt{T_T^*}}{P_T^*} = f(\pi_T^*); \quad \frac{L_T}{T_T^*} = f(\pi_T^*); \quad \eta_T^* = f(\pi_T^*) \quad \text{при} \quad \frac{n}{\sqrt{T_T^*}} = \text{const}.$$

5. По характеристикам ГТ в графической форме определить важнейшие параметры  $\pi_{т.р}^*$  и  $\pi_{т.кр}^*$ .

6. Проанализировать полученные результаты.

## ОСНОВНАЯ ЧАСТЬ

### 1. НЕОБХОДИМЫЕ СВЕДЕНИЯ ИЗ ТЕОРИИ ВОПРОСА

В условиях эксплуатации основные камеры сгорания авиационных ГТД работают в широком диапазоне изменения режимных параметров, таких как коэффициент избытка воздуха  $\alpha$ , давление  $p_k^*$  и температура  $T_k^*$  на входе в камеру сгорания. Эти параметры оказывают существенное влияние на эффективность работы камер сгорания, оцениваемую коэффициентом полноты сгорания  $\eta_{\Gamma}$ .

Организация процесса горения топлива в **основных камерах сгорания** ГТД основывается на следующих двух принципах:

- разделение всего потока воздуха на две части – зону горения и зону смешения;

- стабилизация пламени путем создания зоны обратных токов.

Разделение потока воздуха на две части позволяет обеспечить устойчивое горение топлива при значениях  $\alpha$ , существенно более высоких, чем это возможно для однородной смеси.

Зона обратных токов обеспечивает интенсификацию испарения топлива и непрерывное воспламенение свежих порций топливо-воздушной смеси от горячих газов, текущих им навстречу.

Коэффициент избытка воздуха  $\alpha$  характеризует состав топливо-воздушной смеси. Он определяется как отношение действительного расхода воздуха  $G_B$ , поступающего в камеру сгорания, к минимально необходимому для полного сгорания топлива, то есть как

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

где  $L_0$  – теоретически необходимое количество воздуха для полного сгорания единицы массы топлива.

Коэффициент  $\alpha$  характеризует режим работы камеры, так как от него непосредственно зависят температура газа на выходе из камеры сгорания и полнота сгорания. При этом наибольшая полнота сгорания ( $\eta_{г.макс}$ ) достигается при оптимальном для данной камеры значении коэффициента избытка воздуха ( $\alpha_{опт}$ ). При изменении режима полета или режима работы двигателя значение  $\alpha$  существенно изменяется, вследствие чего изменяется и полнота сгорания. Коэффициент  $\alpha$  особенно сильно изменяется на переходных и неустойчивых режимах работы двигателя. Значительное изменение состава топливо-воздушной смеси может в течении короткого времени привести не только к резкому снижению полноты сгорания, но и к погасанию (срыву) пламени.

Снижение полноты сгорания при  $\alpha < \alpha_{опт}$  объясняется переобогащением топливо-воздушной смеси в зоне горения вследствие увеличения подачи топлива или уменьшения расхода воздуха, в результате чего (из-за недостатка кислорода) топливо в зоне горения сгорает не полностью и несгоревшая часть его выносится в зону смешения. А в зоне смешения (из-за пониженного значения температуры в ней) процесс горения практически прекращается. При значительном уменьшении коэффициента  $\alpha$  ( $\alpha < \alpha_{мин}$  – см. ниже рис. 5.1) происходит чрезмерное переобогащение зоны горения. Это вызывает резкое снижение температуры газов в зоне обратных токов и погасание пламени ("богатый" срыв).

Увеличение  $\alpha$  при  $\alpha > \alpha_{опт}$  также приводит к снижению полноты сгорания из-за обеднения зоны горения.

Скорость распространения пламени при этом уменьшается и часть топливо-воздушной смеси, не успев прореагировать полностью в зоне горения, уносится потоком в зону смешения. При значительном обеднении смеси происходит существенное уменьшение как температуры в зоне горения, так и стабилизирующего действия зоны обратных токов. В результате при  $\alpha > \alpha_{\text{макс}}$  возникает "бедный" срыв пламени.

На рисунке 1 представлена качественная зависимость температуры газа на выходе из камеры сгорания ( $T_{\Gamma}^*$ ), ее теоретического значения ( $T_{\Gamma.\text{теор}}^*$ ) и коэффициента полноты сгорания ( $\eta_{\Gamma}$ ) от коэффициента избытка воздуха  $\alpha$ . Температура  $T_{\Gamma.\text{теор}}^*$  определена при условии полного сгорания топлива (то есть при  $\eta_{\Gamma} = 1,0$ ). Видно, что уменьшение полноты сгорания при  $\alpha$ , отличном от  $\alpha_{\text{опт}}$ , приводит к существенному увеличению разницы между действительной температурой сгорания и ее теоретическим значением.

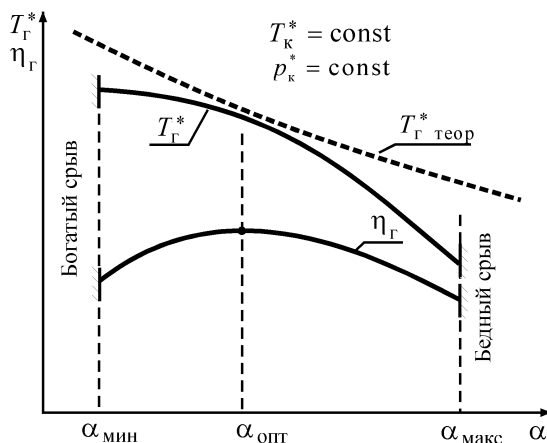


Рисунок 1. Характеристика камеры сгорания по  $\alpha$

Зависимость  $\eta_{\Gamma}$  от  $\alpha$  при  $T_{\text{к}}^* = \text{const}$  и  $p_{\text{к}}^* = \text{const}$  называется **характеристикой камеры сгорания по составу смеси**.

Изменение параметров потока воздуха на входе в камеру ( $p_{\text{к}}^*$  и  $T_{\text{к}}^*$ ) не оказывает влияния на качественное протекание характеристик, но приводит к количественному изменению как коэффициента полноты сгорания  $\eta_{\Gamma}$ , так и пределов устойчивого горения  $\alpha_{\text{мин}}$  и  $\alpha_{\text{макс}}$ .

Снижение  $T_{\text{к}}^*$  приводит к уменьшению  $\eta_{\Gamma}$  и  $\Delta\alpha = \alpha_{\text{макс}} - \alpha_{\text{мин}}$ , поскольку замедляется процесс испарения топлива и снижается нормальная скорость горения топливо-воздушной смеси.

Значительное снижение  $p_{\text{к}}^*$  (что может наблюдаться с подъемом на большую высоту), также приводит к уменьшению  $\eta_{\Gamma}$  и  $\Delta\alpha$ . Это связано с уменьшением чисел Re в потоке обтекающем элементы камеры сгорания, и следовательно, со снижением степени турбулентности потока. В результате снижается интенсивность передачи теплоты в зоне обратных токов и скорость распространения пламени. Кроме того, снижение расхода воздуха (пропорционального при прочих равных условиях  $p_{\text{к}}^*$ ) обуславливает (при данном  $\alpha$ ) пропорциональное расхода топлива и, как следствие, ухудшение качества его распыла форсунками.

Важным параметром камеры сгорания является также коэффициент восстановления полного давления ( $\sigma_{\text{к.с}} = p_{\Gamma}^* / p_{\text{к}}^*$ ), где  $p_{\Gamma}^*$  и  $p_{\text{к}}^*$  – значения полных давлений на выходе из камеры сгорания и на входе в нее.

Потери полного давления потока, текущего через камеру сгорания, обуславливаются двумя следующими причинами:

– гидравлическими потерями, связанными с вязкостным трением, вихреобразованием, смешением струй разного направления и разной скорости и т.п.;

– снижением полного давления при подводе теплоты к дозвуковому потоку газа (так называемым "тепловым сопротивлением").

Соответственно значение  $\sigma_{к.с}$  принято определять как

$$\sigma_{к.с} = \sigma_{гидр} \sigma_{тепл}.$$

Организация процесса горения в **форсажных камерах** сгорания по сравнению с основными имеет следующие особенности:

– значение коэффициента  $\alpha$  на расчетном режиме в форсажной камере близко к единице, в связи с чем отпадает необходимость деления её на зону горения и зону смешения;

– температура среды, в которую впрыскивается топливо, здесь гораздо выше, чем в основных камерах сгорания, что облегчает процесс испарения топлива и последующего воспламенения смеси, поэтому для стабилизации пламени в форсажной камере достаточно зон обратных токов, возникающих просто за плохообтекаемыми телами, которые и используются в качестве стабилизаторов пламени;

– скорость газового потока на входе в форсажную камеру значительно выше, чем на входе в основную, а концентрация кислорода в топливо-газовой смеси значительно меньше, поэтому для розжига форсажной камеры приходится применять значительно более мощные пусковые устройства, чем для основной.

Кроме явления срыва (погасания) пламени, в форсажных камерах может возникать еще такой вид неустойчивости процесса, как **вибрационное горение**, которое проявляется в виде колебаний давления с частотой



порядка  $10^2 \dots 10^3$  Гц и вызывает сильные вибрации элементов конструкции камеры, приводящие к их быстрому разрушению, а также к усталостным разрушениям других деталей двигателя. Эти колебания могут быть как продольными (т.е. происходящими вдоль оси камеры), так и поперечными или смешанными.

Как установлено, вибрационное горение является автоколебательным процессом, протекающим в камере сгорания. Возникновение и развитие автоколебаний в какой-либо системе происходит при двух обязательных условиях. Во-первых, к системе должна подводиться извне энергия в количестве, достаточном для преодоления факторов, демпфирующих колебания (вязкости газа и др.) и (в данном случае) для компенсации затрат на «раскачку» свежих порций газа взамен вытекающих из сопла. Таким источником энергии в камере сгорания является тепловыделение в зоне горения. Во-вторых, для возбуждения автоколебаний в системе должна существовать положительная обратная связь, т.е. колебание (периодическое изменение во времени) тепловыделения должно вызываться колебаниями давления и приводить к их усилению.

Исследования показали, что механизм обратной связи при вибрационном горении связан с влиянием колебаний давления и скорости газового потока в камере на интенсивность процесса горения. Эта связь может иметь различную природу. Например, периодические срывы вихрей с задних кромок стабилизаторов приводят к периодическим колебаниям давления и скорости газа, которые, воздействуя на фронт пламени, вызывают изменение его положения и формы, т.е., в конечном счете, площади поверхности фронта пламени. Следовательно, изменяется и тепловыделение в единицу времени. В свою очередь, колебания интенсивности тепловыделения будут вызывать колебания давления. При определенных условиях это может привести к раскачке колебаний, т.е. к возникновению вибрационного горения.

При обедненных смесях и не очень больших давлениях в форсажной камере колебания тепловыделения обычно не компенсируют рассеивание энергии колебаний газа. Поэтому вероятность возникновения вибрационного горения оказывается наибольшей при полете на малых высотах с максимальной скоростью и высокими значениями температуры газа в форсажной камере.

Основными способами предотвращения вибрационного горения в форсажных камерах сгорания являются следующие:

1. Установка гофрированного антивибрационного экрана с перфорированными стенками или со щелями. Такой экран способствует рассеиванию поперечных волн давления вследствие хаотичного отражения от гофрированной поверхности и их поглощению (демпфированию) благодаря наличию перфорации. Кроме того, между корпусом форсажной камеры сгорания и антивибрационным экраном организуется течение воздуха, охлаждающего наружные стенки камеры и экран.

2. Помещение стабилизаторов близко к узлам стоячих волн давления и скорости, возникающих в камерах при колебаниях.

3. Увеличение числа стабилизаторов и эшелонирование их по длине камеры для снижения «остроты» возможного резонанса.

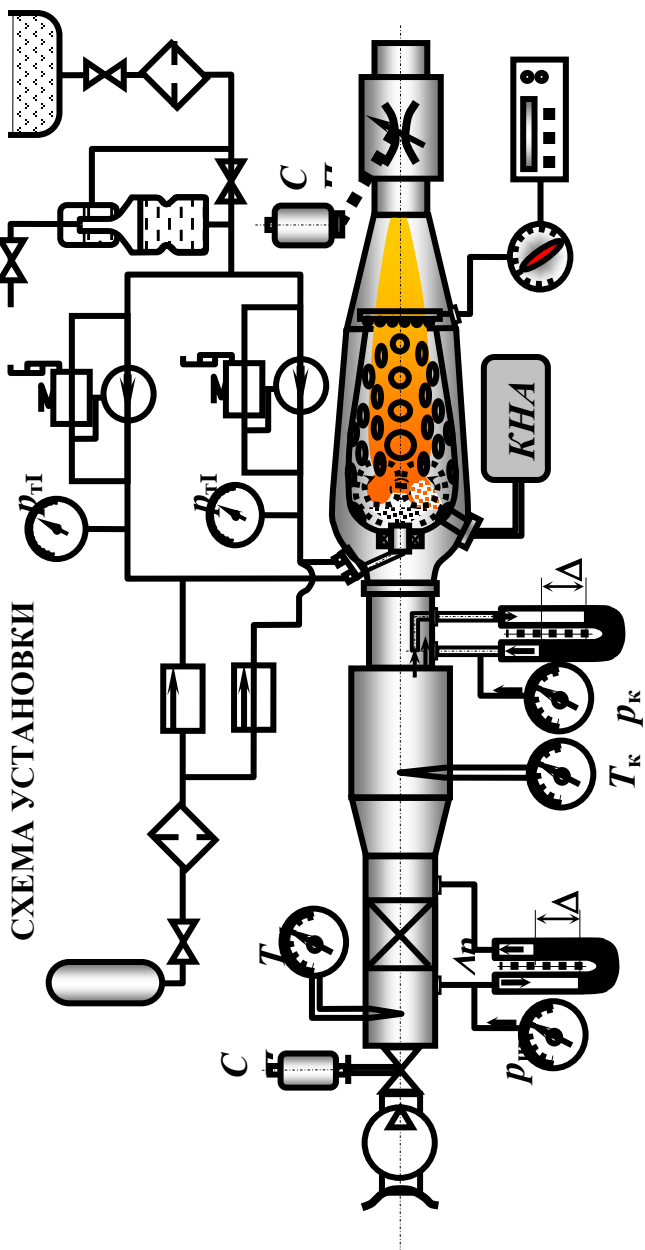


Рисунок 2. Схема установки

## 2. ПОРЯДОК ВЫПОЛНЕНИЯ ЛАБОРАТОРНОЙ РАБОТЫ

### Определение характеристики и границ устойчивого горения топлива

#### в камере сгорания по составу смеси

Работа выполняется на установке по определению рабочих характеристик авиационного двигателя МД-45 в следующем порядке:

1. Производится запуск установки и вывод ее на режим соответствующий  $p_k^* = 0,108$  МПа,  $T_k^* = 363$  К. При выключенной камере сгорания производится регистрация показаний всех приборов.

2. На том же режиме работы установки ( $p_k^* = 0,108$  МПа,  $T_k^* = 363$  К) производится запуск камеры сгорания и устанавливается температура на выходе из нее  $T_T^* = 790$  К. Производится регистрация показаний всех приборов.

3. На этом же режиме работы ( $p_k^* = 0,108$  МПа,  $T_k^* = 363$  К) производится регистрация всех приборов при 6-7 значениях коэффициента избытка воздуха (два из них вблизи границ по богатому и бедному срыву). При этом изменение коэффициента  $\alpha$  осуществляется за счет изменения расхода топлива. По местоположению пламени, наблюдаемому визуально через смотровые окна на корпусе камеры сгорания, оценивается влияние  $\alpha$  на расположение зоны горения в жаровой трубе.

В момент погасания пламени в камере сгорания, наблюдаемого через смотровые окна, осуществляется регистрация значений для определения коэффициента избытка воздуха, соответствующих границам устойчивого горения топлива

### 3.МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ ПО ВЫВОДАМ

В выводах по работе указываются значения коэффициента избытка воздуха, соответствующие "богатой" и "бедной" смеси, максимальному коэффициенту полноты сгорания.

### 4.СОДЕРЖАНИЕ ОТЧЕТА

Обработка экспериментальных данных, полученных на установке УКС-1, производится в следующем порядке.

1. Определяются: атмосферное давление  $p_0$ , давление топлива перед форсункой  $p_T$  и полное давление воздуха на входе в камеру сгорания  $p_K^*$ :

$$p_0 = 133,3 \cdot 10^{-6} B_0, \text{ МПа,}$$

где  $B_0$  – атмосферное давление в мм рт.ст;

$$p_T = p_0 + \frac{0,0981 N}{300} p_{\text{пред}}, \text{ МПа,}$$

где  $p_0$  – атмосферное давление, МПа,

$p_{\text{пред}}$  – предельное давление данного образцового манометра **8а** или **8б** (см. рис. 5.2), кгс/см<sup>2</sup>,

$N$  – показания манометра в делениях шкалы,

300 – полное число делений шкалы манометра;

$$p_K^* = p_0 + 0,0981 p_{K \text{ изм}}^*, \text{ МПа,}$$

где  $p_{K \text{ изм}}^*$  – избыточное давление воздуха на входе в камеру, измеренное мановакууметром, кгс/см<sup>2</sup>.

2. При пренебрежении небольшим различием между полным давлением воздуха на входе в камеру сгорания и

статическим давлением в зоне обратных токов (куда производится впрыск топлива) определяется перепад давлений на форсунке

$$\Delta p_{\phi} = p_T - p_K^*$$

3. По тарировочному графику  $G_T = f(\Delta p_{\phi})$  определяется расход топлива  $G_T$ , кг/с.

4. Определяются полное давление и полная температура воздуха на входе в мерное сопло:

$$p_{\text{вх}}^* = p_0 + \frac{98100 N}{300} p_{\text{пред}}, \text{ Па}$$

где  $p_{\text{пред}}$  – предельное давление образцового манометра **б** в кгс/см<sup>2</sup>,

$N$  – показания манометра в делениях шкалы;

$$T_{\text{вх}}^* = t_{\text{вх}}^* + 273, \text{ К},$$

где  $t_{\text{вх}}^*$  – показания прибора КСП-4, °С.

4. Определяется расхода воздуха  $G_B$

$$G_B = m \frac{p_{\text{вх}}^*}{\sqrt{T_{\text{вх}}^*}} F_{\text{кр}} q(\lambda_{\text{кр}}), \text{ кг/с},$$

где  $m = 0,0404$ ;  $q(\lambda_{\text{кр}}) = 1$ ;  $F_{\text{кр}} = 2,56 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2$  – площадь критического сечения мерного сопла.

5. Определяется коэффициента избытка воздуха  $\alpha$

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

где  $L_0 = 14,9$  – теоретически необходимое количество воздуха (кг) для полного сгорания 1 кг керосина.

6. По показаниям цифрового вольтметра Щ-1413 и тарировочному графику термопары определяется значение температуры газа  $T_{\Gamma}^*$ , К.

7. Определяется коэффициент полноты сгорания

$$\eta_{\Gamma} = \frac{Q}{Q_0} = \frac{G_{\text{в}} c_{\text{п}} (T_{\Gamma}^* - T_{\text{к}}^*)}{G_{\Gamma} H_{\text{и}}},$$

где  $c_{\text{п}} = 0,883 + 2,09 \cdot 10^{-4} (T_{\Gamma}^* + 0,46 T_{\text{к}}^*)$ , кДж/(кг·К) – условная теплоемкость процесса подвода теплоты в камере сгорания при сжигании керосина;

$H_{\text{и}} = 42900$  кДж/кг – теплотворность топлива (керосина);

$T_{\text{к}}^* = T_{\text{вх}}^*$ , К – температура на входе в камеру сгорания.

По результатам эксперимента и обработки опытных данных в журнале лабораторных работ заполняется протокол испытаний и строятся графики зависимостей  $T_{\Gamma}^*$  и  $\eta_{\Gamma}$  от  $\alpha$ .

## 5. КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Основные параметры камер сгорания.
2. Зависимость температуры продуктов сгорания однородной керосино-воздушной смеси от коэффициента избытка воздуха.
3. Коэффициент избытка воздуха это....
4. Из каких процессов состоит процесс горения топлива в камере сгорания.
5. Типы основных камер сгорания, достоинства и недостатки.
6. Зона обратных токов в жаровой трубе основной камеры сгорания, способы создания. V-образный стабилизатор пламени, структура потока возле него.

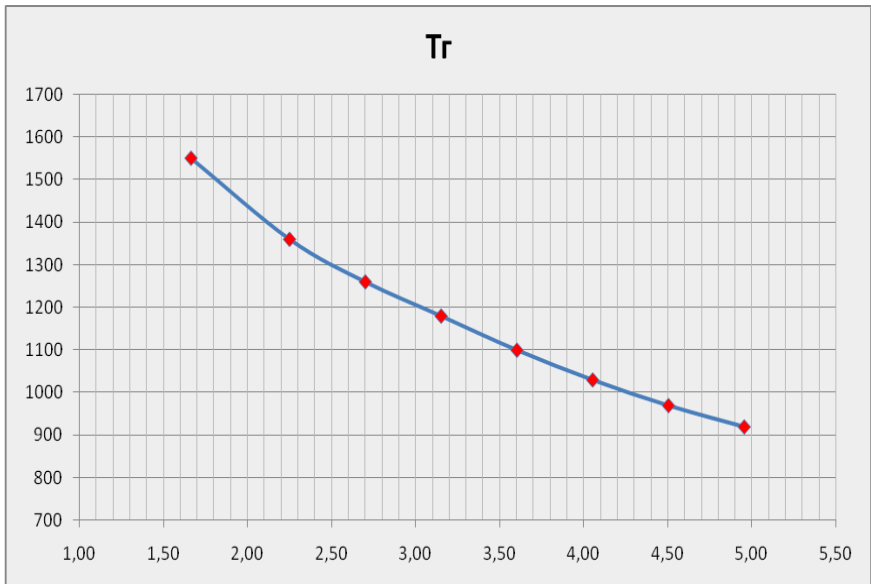
7. Характеристика камеры сгорания (по  $\alpha$ ). Каковы причины срыва (погасания) пламени в камере при предельных значениях  $\alpha$ ?
8. Пути снижения выброса вредных веществ.
9. Определение расхода топлива в камере сгорания в зависимости от процесса подвода теплоты и эффективности этого процесса.
10. Пределы воспламенения топлива в основной камере сгорания на различных высотах.
11. Росжиг основных камер сгорания.

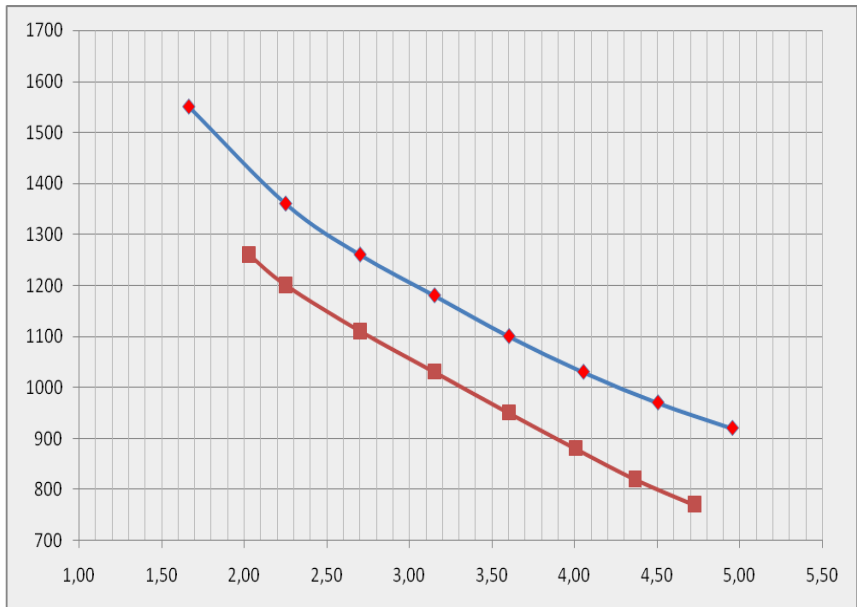
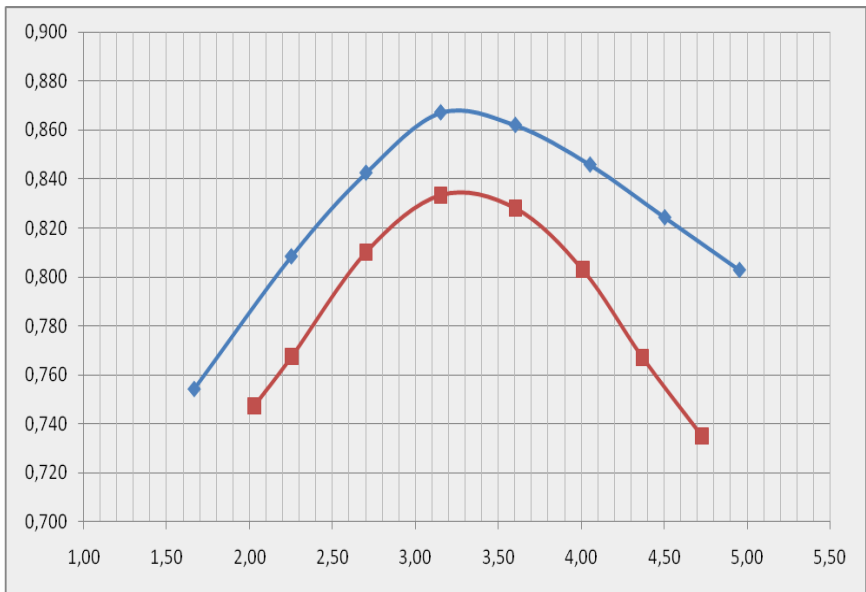


## Результаты эксперимента

	G <sub>B</sub>	G <sub>Г</sub>	T <sub>к</sub>	T <sub>Г</sub>	
1	3,7	0,15	500	1550	
2	5	0,15	500	1360	
3	6	0,15	500	1260	
4	7	0,15	500	1180	
5	8	0,15	500	1100	
6	9	0,15	500	1030	
7	10	0,15	500	970	
8	11	0,15	500	920	
9	3,7	0,15	500	1550	

	G <sub>B</sub>	G <sub>Г</sub>	T <sub>к</sub>	T <sub>Г</sub>	
1	4,5	0,15	350	1260	
2	5	0,15	350	1200	
3	6	0,15	350	1110	
4	7	0,15	350	1030	
5	8	0,15	350	950	
6	8,9	0,15	350	880	
7	9,7	0,15	350	820	
8	10,5	0,15	350	770	
9	4,5	0,15	350	1260	





Постоян- ные		Н <sub>и</sub>	L 0	F <sub>кр</sub>	Q (L <sub>кр</sub> )									
		43100	14,8	2,56E-04	1									
	Д <sub>р</sub> шайбы	р шайбы	t шайбы	G <sub>в</sub>	V топл	тау	G <sub>г</sub>	T <sub>к</sub>	T <sub>г</sub>	Q 0	С <sub>п</sub>	Q	alfa	кпд
	Па			кг/с	м <sup>3</sup>	с	кг/с	К	К	кДж/кг	кДж/кг К	кДж/кг		
1	10000	300000	100	3,7			0,15	500	1550	<b>1747</b>	1,26	<b>1317,8</b>	1,67	0,754
2				5			0,15	500	1360	<b>1293</b>	1,22	<b>1045,2</b>	2,25	0,808
3				6			0,15	500	1260	<b>1078</b>	1,19	<b>907,8</b>	2,70	0,842
4				7			0,15	500	1180	<b>924</b>	1,18	<b>800,8</b>	3,15	0,867
5				8			0,15	500	1100	<b>808</b>	1,16	<b>696,6</b>	3,60	0,862
6				9			0,15	500	1030	<b>718</b>	1,15	<b>607,6</b>	4,05	0,846
7				10			0,15	500	970	<b>647</b>	1,13	<b>532,9</b>	4,50	0,824
8				11			0,15	500	920	<b>588</b>	1,12	<b>471,8</b>	4,95	0,803

	Др шайбы	р шайбы	t шайбы	Gв	V топл	tau	Gг	T к	T г	Q 0	Сп	Q	alfa	кпд
	Па			кг/с	м 3	с	кг/с	К	К	кДж/кг	кДж/кг К	кДж/кг		
1	10000	300000	100	4,5			0,15	350	1260	<b>1437</b>	1,18	<b>1073,8</b>	2,03	0,747
2				5			0,15	350	1200	<b>1293</b>	1,17	<b>992,3</b>	2,25	0,767
3				6			0,15	350	1110	<b>1078</b>	1,15	<b>873,0</b>	2,70	0,810
4				7			0,15	350	1030	<b>924</b>	1,13	<b>769,7</b>	3,15	0,833
5				8			0,15	350	950	<b>808</b>	1,12	<b>669,1</b>	3,60	0,828
6				8,9			0,15	350	880	<b>726</b>	1,10	<b>583,3</b>	4,01	0,803
7				9,7			0,15	350	820	<b>666</b>	1,09	<b>511,4</b>	4,37	0,767
8				10,5			0,15	350	770	<b>616</b>	1,08	<b>452,6</b>	4,73	0,735

## **БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК**

1. Курс лекций по ТАД, с. 125...133.
2. Гордиевских Л.А. Методические указания, с. 4...13.

## **СОДЕРЖАНИЕ**

1. Необходимые сведения из теории вопроса.....	2
2. Порядок выполнения лабораторной работы.....	10
3. Методические указания по выводам.....	11
4. Содержание отчета.....	11
5. Контрольные вопросы.....	13
Приложение А.....	15
Библиографический список.....	20

## **МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ**

к выполнению лабораторной работы №3  
«Экспериментальное исследование характеристик  
компрессора» по дисциплине «Общая теория авиационных и  
ракетных двигателей» для студентов специальности  
160700.65, 24.05.02 «Проектирование авиационных и  
ракетных двигателей» очной формы обучения

Составители: Ефимочкин Александр Фролович  
Москвичев Александр Викторович  
Федотов Максим Михайлович

В авторской редакции

ФГБОУ ВПО «Воронежский государственный технический  
университет»

394026 Воронеж, Московский пр., 14