

МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО СПЕЦИАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ РСФСР

Куйбышевский ордена Трудового Красного Знамени авиационный  
институт им. С.П.Королева

В.М.ДОРОФЕЕВ

ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ  
ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ  
С ПОМОЩЬЮ ДИАГРАММ  $P, i$  - ФУНКЦИЯ

Учебное пособие

Утверждено редакционным  
советом 7 марта 1968 года

Куйбышев - 1968

Предлагаемые диаграммы  $L$ ,  $C$  функций (статистическое давление, статистический) для воздуха и продуктов сгорания стандартного углеводорода ( $C = 85,0$ ;  $H = 14,0$ ) в течение многих лет применяются в Кузнецовском авиационном институте и на некоторых предприятиях.

Спыт их использования доказал, что диаграммы экономят время расчетчика, снижают число ошибок, а расчеты при этом производятся с точностью, недостижимой при использовании других диаграмм.

Применение  $L$ ,  $C$  - функций, как показал опыт преподавания теории воздушно-реактивных и газотурбинных двигателей, позволяет придать компактный вид многим громоздким формулам, используемым обычно в современной учебной и исследовательской литературе.

Для облегчения использования диаграмм в тексте даны необходимые пояснения и несколько примеров.

Автор выражает благодарность сотрудникам Кузнецовского авиационного института В.Р.Стуканову, С.М.Аверкиеву, В.д.Цылаевой, Б.А.Боярской за значительную помощь при проведении расчетов и оформлении диаграмм.

### В В Д Р И А

За истекшие 25 лет (1944-1968 гг.) воздушно-реактивные и в первую очередь турбореактивные двигатели развивались очень быстро. Это развитие продолжается и сейчас. Двигатели становятся все более мощными и сложными, а расчеты рабочего процесса их делаются все более трудными.

Необходимость в облегчении и ускорении расчетов ощущается всеми, кто соприкасается с проектированием рабочего процесса проточных и газотурбинных авиационных двигателей.

В течение последних 35 лет появилось немало различных таблиц и диаграмм, облегчающих проведение термодинамических расчетов. Часть работ устарела. К таким можно отнести, например, капитальную работу В.Флаума [1] (1933 г.), использующую устаревшие данные по теплоемкости газов.

В 1950 году вышла книга Э.Виндента [2], в которой дана диаграмма  $\kappa, \zeta$  - функций воздуха, заимствованная из [3].

Эти функции используются в предлагаемой работе.

В 1951 году появилась диаграмма И.В.Котляра [4], в которой использованы новые данные по теплоемкости, опубликованные М.П.Вукаловичем, Б.А.Кириллиным и др. [5].

Диаграмма позволяет вести расчеты с точностью 0,1-0,2 (ккал/кг) для продуктов сгорания любого топлива.

Универсальность диаграмм для большой группы расчетчиков является их слабой стороной. Форма предложенной диаграммы неудобна, диаграмма быстро изнашивается и недостаточно точна.

В 1953 году вышли таблицы термодинамических свойств газов [6] прочитанные в ВТУ им. Э.В.Дзержинского под руководством С.Л.Ривкина. В этих таблицах также как и в [3] и [4] представлены  $\kappa, \zeta$  - функции.

Пользование таблицами неудобно, так как они универсальны и не позволяют без интерполяции и дополнительных расчетов получать необходимые данные.

Материалы таблиц могут быть использованы для построения диаграмм и просчета  $\mathcal{H}$ ,  $i$  - функций продуктов сгорания определенных топлив.

Изданная в 1955 году работа [7] С.А.Ривкина содержит функции  $i$ ,  $i_{gr}$  представленные в виде таблиц и диаграмм.

Использование функции  $i_{gr}$  приводит к потере времени расчетчика, а форма диаграмм исключает их длительную сохранность и возможность точного отсчета величин.

Диаграмма Г.И.Фукса [8], появившаяся также в 1955 году, не меняет положения в рассматриваемой области.

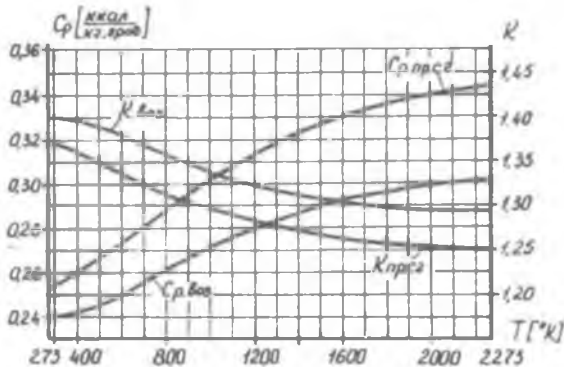
В книге И.Г.Дригса и О.Б.Лангастера [9] (выпуск 1955 года, русский перевод 1957 года) помещены  $i$   $S$  диаграммы ( $S$  - энтропия) интересны по конструкции, обеспечивающей их долговечность. За последние годы каких-либо существенных улучшений в деле создания расчетных диаграмм не сделано.

В дальнейшем излагаются термодинамические основы расчета процессов воздушно-реактивных двигателей, приводятся ряд расчетных формул и диаграмм, обеспечивающих большую скорость и точность расчетов.

4. ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЕ СООТНОШЕНИЯ  
ДЛЯ ГАЗОВ С ПЕРЕМЕННОЙ ТЕПЛОЕМКОСТЬЮ

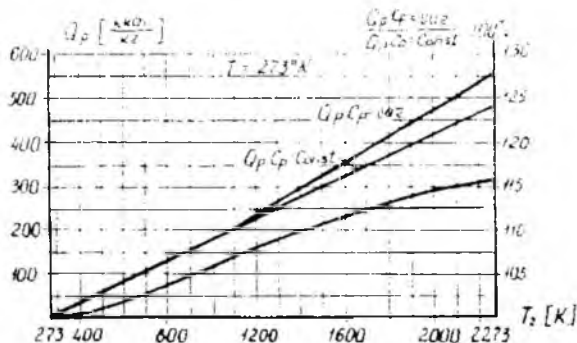
4.1.0 необходимости учета влияния  
температуры и давления на теплоемкость

На фиг. I показана зависимость изobarной теплоемкости  $C_p$  ккал/кг $^{\circ}$ К и показателя адиабаты  $K$  воздуха и чистых (сожженной стехиометрической смеси, т.е. с коэффициентом избытка воздуха  $\alpha = 1$ ) продуктов сгорания от температуры. Фигура показывает, что в пределах 273+1800 $^{\circ}$ К  $C_p$  воздуха возрастает на 23 %, продуктов сгорания на 31 %. Показатель адиабаты падает для воздуха на 7 % и продуктов сгорания на 9 %.



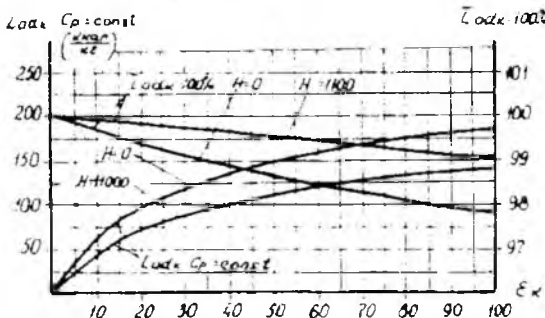
Фиг. I.

Фиг. 2 показывает значительное изменение тепла  $Q_p$  при изменении температуры процесса; в диапазоне  $273+1000^\circ\text{K}$  эти значения  $Q_p$  для  $\gamma = 1,4$  и  $\gamma = 1,2$  при переменной теплоемкости и  $\gamma = 1,4$  при постоянной теплоемкости  $C_p = 0,175$ .



Фиг. 2.

Фиг. 3 показывает, что работа адiabатного сжатия воздуха при переменной и постоянной теплоемкостях слабо зависит от изменения теплоемкости: при изменении  $\epsilon_k = \frac{C_p}{R}$  от 1 до 30 на высоте  $H = 0$  (м) величина



Фиг. 3.

... падает от 1 до 0,998 и на высоте  $z = 1000$  (м) от 1 до 0,998 (здесь и далее давление имеет размерность кг/см<sup>2</sup> или кг/м<sup>2</sup>). Однако при расчете циклов воздушно-реактивных двигателей и эта слабая зависимость может оказать заметное влияние на результаты расчета двигателей.

Фиг. 4 показывает зависимость критерия  $\frac{W}{T_1}$  (воздуха) от отношения давления  $\frac{P_2}{P_1}$  для случая постоянной теплоемкости и критерия  $\frac{W}{T_1}$  равно- го отношению  $\frac{W}{T_1}$  при переменной теплоемкости к  $\frac{W}{T_1}$  при постоянной теплоемкости (в этих формулах  $W$  - скорость потока в м/сек. и  $T_1$  - температура начала процесса в <sup>0</sup>К - по шкале Цельсия). Как видно этот комплекс заметно зависит и от  $\frac{P_2}{P_1}$  и от начальной температуры процесса. Следует отметить, что при расчете силы тяги двигателя влияние тепло- емкости оказывается значительно более сильным, чем можно было бы по- думать при взгляде на фиг. 4.

На фиг. 5 показано влияние начальной температуры и отношения  $\frac{P_2}{P_1}$  на критерий  $\frac{G \sqrt{T_1}}{F \cdot P_1}$  и

$$\frac{G \sqrt{T_1}}{F \cdot P_1} = \frac{(\frac{G \sqrt{T_1}}{F \cdot P_1})_{Cp=const}}{(\frac{G \sqrt{T_1}}{F \cdot P_1})_{Cp=const}}$$

где  $G$  - расход воздуха, (кг/сек);

$F$  - площадь (м<sup>2</sup>);

индекс "1" указывает начало процесса (параметры-заторможенные).

Рассмотрение этих фигур убеждает в необходимости учитывать влияние температуры на теплоемкость и показатель адиабаты.

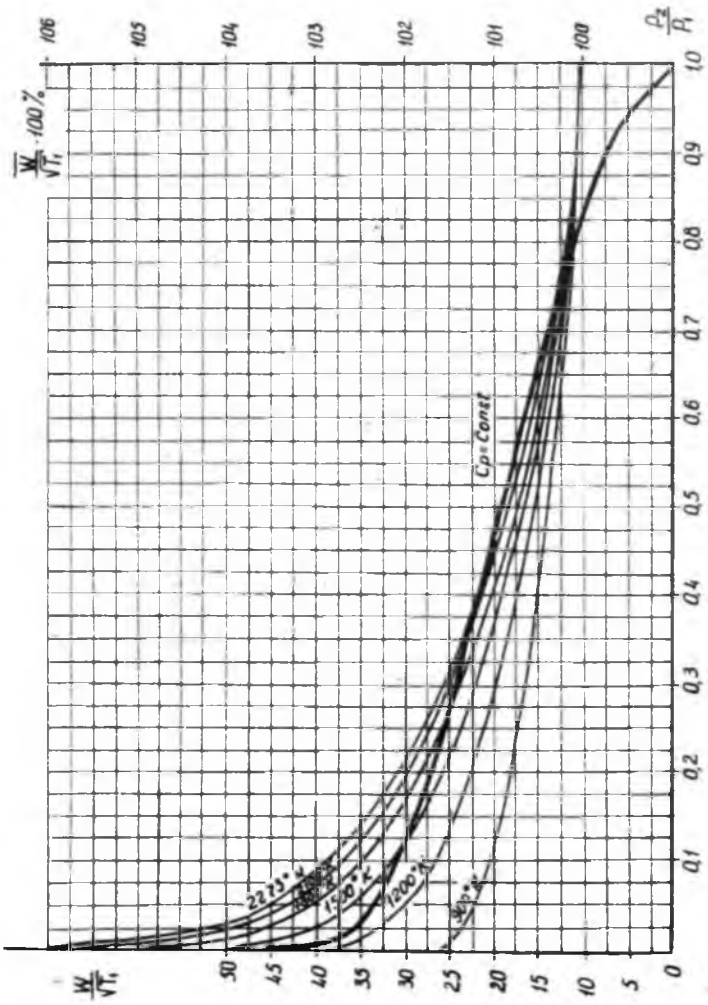
Вопрос о влиянии давления на изобарные и изохорные теплоемкости  $C_p$  и  $C_v$  рассмотрен в работе М.П. Вукаловича, В.А. Кириллина и др. [5] и М.Д. Алашева [10].

Как известно, см., например, [11],

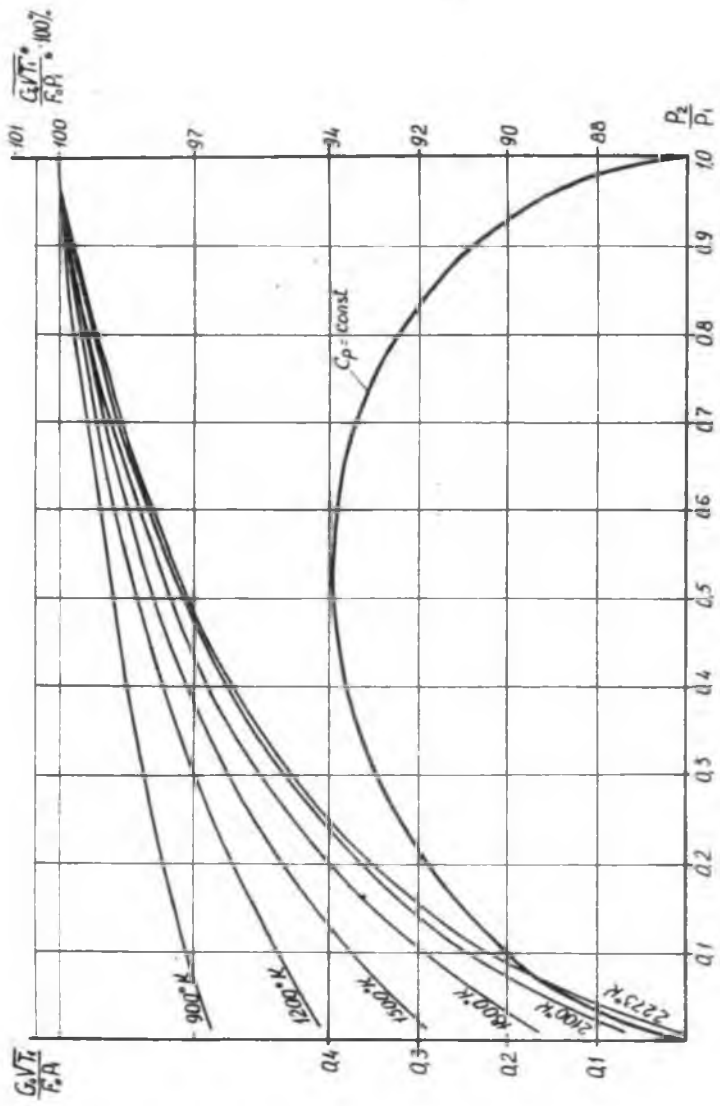
$$\Delta C_p = A \int_{P_1}^{P_2} T \left( \frac{\partial^2 v}{\partial T^2} \right)_P dP \quad (1)$$

Анализ формулы (1) на базе известных уравнений Клапейрона

$$Pv = RT \quad \left( \frac{кг \cdot м}{кг} \right) \quad (2)$$



Фиг. 4.



Фиг. 5.

Ван-дер-Ваальса

$$\left(P + \frac{a_v}{v^2}\right)(v - b_v) = RT \quad (3)$$

Бертло

$$\left(P + \frac{a_b}{v^2 T}\right)(v - b_b) = RT \quad (4)$$

Вукаловича и Новикова

$$\left(P + \frac{a}{v^2}\right)(v - b) = \frac{N_1 + N_2}{N_s} RT \quad (5)$$

показывает, что  $\Delta C_p = 0$  при использовании уравнений (2) и (3):

$$\Delta C_p = \frac{81}{32} \frac{RT^5}{\mu P_{\text{ф}} T^3} P \quad (6)$$

при использовании уравнения (4) Бертло и

$$\Delta C_p = \frac{C R e \cdot \frac{T_{\text{кр}}}{T} \left[ \left( \frac{T_{\text{кр}}}{T} \right)^2 + \frac{T_{\text{кр}}}{T} (5 + 2m) + \frac{3 + 2m}{2} \frac{5 + 2m}{2} \right]}{\mu T \frac{5 + 2m}{2}} \quad (7)$$

при использовании уравнения (5) Вукаловича и Новикова.

В этих уравнениях:

$v \left( \frac{m^3}{kg} \right)$  - удельный объем;

$R \left( \frac{kJ}{kg \cdot K} \right)$  - газовая постоянная;

$a_v, b_v, a_b, b_b, a, b$  - коэффициенты уравнений Ван-дер-Ваальса, Бертло, Вукаловича и Новикова;

$N_1, N_2$  - число одиночных, двойных и т.д. молекул;

$N_A$  - число Авогадро;

$P_{кр}, T_{кр}$  - критические давление и температура;

$C$  - константа уравнения (7);

$m$  - число вращений, потерянных сложными молекулами.

Для оценки влияния давления на теплоемкость воспользуемся формулами, полученными в работах [3] и [10].

Для диапазона 273+1800°K (при нулевом давлении) молярная теплоемкость воздуха

$$\mu C_{p0} = 6,9 + 1,487 \cdot 10^{-3}(T-273) - 2,01 \cdot 10^{-7}(T-273)^2 \left( \frac{\text{к кал}}{\text{моль} \cdot \text{°к}} \right) \quad (8)$$

Поправка на давление для воздуха : : базе уравнения Бертье:

$$\Delta \mu C_p = 30,316 \frac{P}{T^3} \left( \frac{\text{к кал}}{\text{моль} \cdot \text{°к}} \right) \quad (9)$$

Предположим, что на высоте  $H$  (давление воздуха  $P_H$  и температура  $T_H$ ) совершается процесс адиабатного сжатия. Пусть этот процесс идет при постоянном показателе адиабаты  $K=1,4$ ; в начале процесса поправка будет:

$$\Delta \mu C_{pH} = 30,316 \frac{P_H}{T_H^3}$$

в конце  $\Delta \mu C_{pK} = 30,316 \frac{P_K}{T_K^3}$

Нетрудно, используя уравнение адиабаты, установить связь между  $\Delta \mu C_{pK}$  и степенью сжатия повышения давления  $\epsilon_K = \frac{P_K}{P_H}$  :

$$\Delta \mu C_{pK} = \mu \Delta C_{pH} \cdot \epsilon_K^{\frac{3-2K}{K}} \quad (10)$$

при  $K = 1,4$  получим:

$$\Delta u_{Crk} = \Delta u_{CrH} \cdot \epsilon_k^{0,143} \quad (II)$$

Задавшись  $\epsilon_k = 50$ , что значительно превышает общую степень сжатия околозвуковых ТРД и ТВД и соответствует числу  $M_H$  полета идеального ПВРД 3,2, получим:

$$\frac{\Delta u_{Crk}}{\Delta u_{CrH}} = \epsilon_k^{0,143} = 1,75$$

Таким образом, поправка, по сравнению с исходной, возрастает приблизительно в 2 раза.

Подсчеты показывают, что отношение  $\frac{\Delta C_p}{u_{CrH}}$  для  $H = 0$  [ $P_H = 1,033 \left(\frac{кг}{см^2}\right)$ ,  $T_H = 280^\circ K$ ] равно 0,0019 и для конца адиабатного сжатия при степени сжатия  $\epsilon_k = 50$  равно 0,0033.

Для высоты  $H = 11$  км ( $P_H = 0,230$  кг/см<sup>2</sup> и  $T_H = 216,5^\circ K$ ):

$$\frac{\Delta u_{CrH}}{u_{CrH}} = 0,0010 \quad \text{и} \quad \Delta u_{Crk} = 0,0018$$

Следует принять во внимание, что процесс обратимого адиабатного сжатия никогда не осуществляется и поправка  $\Delta u_{Cr}$  из-за этого, при одинаковой затрате энергии, в реальном процессе оказывается несколько меньшей.

Таким образом, все расчеты современных ТРД и ТВД можно проводить, не учитывая влияния давления на теплоемкость. Не возникает существенной ошибки и при расчете ПВРД до  $M_H = 3,5$ .

## 12 Основные уравнения процессов с переменной теплоемкостью

На основании предыдущего принимаем, что теплоемкость зависит только от температуры. Принимаем, что диссоциация в пределах температур

200-1800°K и давлений  $0, 1 + \infty$  (кг/см<sup>2</sup>) - отсутствует.

Это подтверждается данными М.М.Бондарюка и С.М.Ильшенко (см.фиг. 91, 92) [12] .

В процессе расчета идеальных ВРД приходится иметь дело с двумя термодинамическими процессами - изобарным подводом тепла и адиабатным сжатием и расширением.

Выведем формулы для расчета адиабатных процессов с произвольной зависимостью теплоемкости от температуры  $C_p = f(T)$ .

Как известно, объединенный закон термодинамики записывается так :

$$dQ = TdS = C_p dT - Av dP \left[ \frac{R \cdot C_p}{R} \right] \quad (12)$$

Здесь  $S \left[ \frac{\text{ккал}}{\text{кг} \cdot \text{°K}} \right]$  - энтропия

$Q \left[ \frac{\text{ккал}}{\text{кг}} \right]$  - тепло процесса

применив уравнение (2) Клапейрона, получим

$$\frac{C_p}{T} \cdot dT = AR \cdot \frac{dP}{P} \quad (13)$$

проинтегрируем уравнение (13):

$$\int_{T_0}^T \frac{C_p}{T} dT = AR \ln \frac{P}{P_0} \quad (14)$$

Пусть  $T_0 = 273^{\circ}\text{K}$  и  $P_0$  - произвольная величина;  
 введем величину  $\pi = \frac{P}{P_0}$  и назовем ее относительным давлением  $\pi$  .

Интеграл  $\int_{T_0}^T \frac{C_p}{T} dT$  представляет собой изменение энтропии изобарного процесса в пределах перехода от  $T_0$  к  $T$  .

Принимаем обозначение:

$$S_p - S_{p_0} = \int_{T_0}^T \frac{C_p}{T} dT \quad (15)$$

тогда уравнение адиабаты получает вид:

$$\bar{\pi} = e^{\frac{S_P - S_{P0}}{AR}} \quad (16)$$

Показатель степени уравнения (16) для данного газа является функцией только начальной и конечной температуры процесса. Как видно в относительное давление также является функцией только  $T_0$  и  $T$ . Для случая адиабатного процесса, начинающегося в точке 1 и заканчивающегося в точке 2, получим:

$$\frac{\bar{\pi}_2}{\bar{\pi}_1} = e^{\frac{S_{P2} - S_{P1}}{AR}} \quad (17)$$

Изменение энтальпии при осуществлении адиабатного процесса 1 - 2 (работа процесса) определяется по формуле:

$$\Delta l = l_2 - l_1 = \int_{T_0}^{T_2} C_p dT - \int_{T_0}^{T_1} C_p dT \quad \left( \frac{Kcal}{kg} \right) \quad (18)$$

Уравнения (16) и (18) связывают между собой величины  $T, \bar{\pi}, l$ .

Если построить диаграммы  $\bar{\pi}, l$  - функций  $T$ , появляется возможность быстрого проведения расчетов адиабатных процессов.

Скорость потока  $W_2$  газа определяется по формуле:

$$W_2 = 91,5 \sqrt{l_1 - l_2} \quad \left( \frac{m}{сек} \right) \quad (19)$$

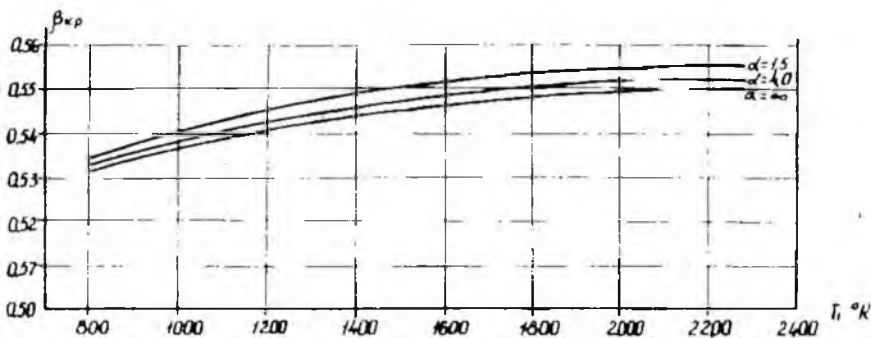
исход по формуле:

$$G = F_2 W_2 \gamma_2 = F_2 \gamma_1 \frac{\bar{\pi}_0}{\bar{\pi}_1} \frac{T_1}{T_2} \cdot 91,5 \sqrt{l_1 - l_2} \quad (20)$$

Здесь  $\gamma_2 \left[ \frac{kg}{m^3} \right]$  - удельный вес в конце расширения (очевидно, что  $P_1, T_1, \gamma_1$  - параметры заторможенного газа).

Формула для определения параметров газа в критическом сечении сошла Лавая ( $dF = 0$ ) получается очень громоздкой, практически непригодной для расчетов.

На фиг.6 дана диаграмма для определения критического отношения давлений в сопле Лавала в зависимости от начальной температуры процесса  $T_1$  и  $\alpha$ . Диаграмма  $\beta_{кр} = f(\alpha, T_1)$  просчитана с помощью  $\beta$  и  $\epsilon$  - диаграмм.



Фиг. 6.

## 2. ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА ГАЗОВ И ТОПЛИВ

В таблицу I сведены данные по  $\mu$  и  $R$  [5].

Таблица I

### Молекулярный вес и газовая постоянная

Наименование вещества	Молекулярный вес, $\mu$		Газовая постоянная, $R$ [ $\frac{кгм}{кг \cdot ^\circ K}$ ]	
Азот атмосферный	28,16		30,11	
Кислород	32,00		26,49	
Воздух	28,97		29,27	
Углерод	12,01		70,59	
Водород	2,016		420,5	
Окись углерода	28,01		30,27	
Двуокись углерода	44,01		19,26	
Водяной пар	18,02		47,06	

Данные о составе и теплотворности керосинов приведены в таблице 2.

Таблица 2

### Состав и теплотворность керосинов

Марка керосина	Элем. состав		Низшая теплотворность, $H_u$ $\frac{ккал}{кг}$
	С %	Н %	
Т-1	86,30	13,70	10250
ТС-1	85,85	14,05	10350
Т-2	85,70	14,20	10350

Примечания: 1. Точность определения  $C = \pm 0,3 \%$ ;  $H = \pm 0,2 \%$ ;  
 $H_u = \pm 30$ , ккал/кг.

2. Керосины стандартные: Т-1 : ГОСТ-4138-49; ТС-1 :  
 ГОСТ-7149-54; Т-2 : ТУ-535-5.

Для расчетов принят стандартный углеводород (СУ)  
 с составом  $C = 0,855$  и  $H = 0,145$ .

В таблице 3 приведены данные по газовой постоянной  $R_r$  чистых ( $\alpha = 1$ )  
 продуктов сгорания стандартных керосинов и СУ, (теоретически необхо-  
 димое количество воздуха) и теплоемкости  $C_p$ .

Таблица 3

Величины  $L_0$ ,  $R_r$  и  $C_p$  чистых продуктов сгорания керосинов и СУ

Марка	$L_0 \left[ \frac{\text{кГ}}{\text{кГ}} \right]$	$R_r \left[ \frac{\text{кГМ}}{\text{кГ}^\circ\text{К}} \right]$	$C_p \left[ \frac{\text{ккал}}{\text{кГ}^\circ\text{К}} \right] = \alpha C_p \text{CO}_2 + \beta C_p \text{H}_2\text{O} + \gamma C_p \text{N}_2 + \delta$
Т-1	14,60	29,24	$0,2028 C_p \text{CO}_2 + 0,0785 C_p \text{H}_2\text{O} + 0,7187 C_p \text{N}_2 + \delta$
ТС-1	14,69	29,30	$0,2006 C_p \text{CO}_2 + 0,0803 C_p \text{H}_2\text{O} + 0,7190 C_p \text{N}_2 + \delta$
Т-2	14,72	29,32	$0,1998 C_p \text{CO}_2 + 0,0810 C_p \text{H}_2\text{O} + 0,7192 C_p \text{N}_2 + \delta$
СУ	14,78	29,35	$0,1985 C_p \text{CO}_2 + 0,0822 C_p \text{H}_2\text{O} + 0,7193 C_p \text{N}_2 + \delta$

### 3 МЕТОДИКА РАСЧЕТА ТАБЛИЦ, ПОСТРОЕНИЯ ДИАГРАММ И ИХ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ

Таблицы для воздуха до  $1500^\circ\text{C}$  ( $1773^\circ\text{K}$ ) заимствованы из [6].  
 Коэффициенты уравнения теплоемкости

$$C_p = a + bT + cT^2 \quad (21)$$

оббирались по трем значениям  $C_p$  (через  $100^\circ\text{C}$ ); затем делался переход  
 следующими трем значениям температуры (например:  $1400-1500-1600$  и  
 $600-1700-1800^\circ\text{K}$ ). Этими расчетами были представлены данные [5]

Функция  $\pi$  для воздуха подсчитывалась по формуле:

$$\frac{\pi v_2}{\pi v_1} = e^{\frac{Sv_2 - Sv_1}{Rv}} \quad (22)$$

здесь

$$Sv_2 = \int_{T_0}^{T_2} \frac{C_{p,v}}{T} dT$$

$$Sv_1 = \int_{T_0}^{T_1} \frac{C_{p,v}}{T} dT$$

$C_{p,v}$  - теплоемкость воздуха;

$Rv$  - газовая постоянная воздуха.

Весовой состав чистых продуктов сгорания  $CV$ :

$$g_{CO_2} = 0,1985;$$

$$g_{H_2O} = 0,0822;$$

$$g_{\mu_{20}} = 0,7193.$$

Теплоемкость чистых продуктов сгорания, газовая постоянная и теоретически необходимое количество воздуха рассчитывались по формулам:

$$C_{p,r} = 0,1985 C_{p,CO_2} + 0,0822 C_{p,H_2O} + 0,7193 C_{p,\mu_{20}}$$

$$R_r = 0,1985 R_{CO_2} + 0,0822 R_{H_2O} + 0,7193 R_{\mu_{20}}$$

$$k_v = \frac{3,664 C + 7,937 H}{0,232} \quad (23)$$

Теплоемкость смеси чистых продуктов сгорания и воздуха, и газовая постоянная смеси определялись по формулам:

$$C_{p,c} = (1 - g_r) \cdot C_{p,v} + g_r C_{p,r} \quad (24)$$

$$R_c = (1 - g_r) Rv + g_r \cdot R_r \quad (25)$$

Здесь  $g_r = \frac{1+h_0}{1+d h_0}$  - весовая доля чистых продуктов сгорания в смеси.

Энтальпия смеси определялась по формуле:

$$i_c = (1-g_r) i_{c0} + g_r \cdot i_r \quad (26)$$

Формула для расчета относительного давления смеси была получена из выражения:

$$AR_c \cdot \frac{dP}{P} = \frac{C_{p,c}}{T} dT$$

после несложных преобразований:

$$\frac{\pi_{p,c}}{\pi_{1,c}} = \left( \frac{\pi_{p,c_2}}{\pi_{p,c_1}} \right)^\psi \quad (27)$$

Здесь

$$\psi = \frac{1-g_r + g_r \cdot \frac{S_{r_2} - S_{r_1}}{S_{b_2} - S_{b_1}}}{1-g_r + g_r \cdot \frac{R_r}{R_b}}$$

$$S_{r_2} - S_{r_1} = \int_{T_1}^{T_2} \frac{C_{p,r}}{T} dT$$

$$S_{b_2} - S_{b_1} = \int_{T_1}^{T_2} \frac{C_{p,b}}{T} dT$$

При проведении всех расчетов принимали  $T_1 = T_0 = 273,16^\circ\text{K}$ .

Все таблицы считались через  $10^\circ\text{K}$ . Для построения диаграмм внутри температурных промежутков применялось линейное интерполирование.

Построение диаграмм очевидно. Использование иллюстрируется примерами.

Пример I. Рассчитать работу сжатия компрессора и температуру в конце сжатия.

Состояние в начале сжатия  $P_1 = 1,033 \text{ кг/см}^2$ ,  $T_1 = 280 (^\circ\text{K})$ ;

Адиабатный к.п.д. компрессора  $\eta_{адк} = 0,82$ ;

Степень повышения давления  $\epsilon_k = \frac{P_2}{P_1} = 10$ ;

Параметры газа - заторможены.

Решение. Для  $T_1 = 280$  ( $^{\circ}\text{K}$ ) находим  $\pi_1 = 1,0915$  и  $i_1 = 66,93$  ( $\frac{\text{ккал}}{\text{кг}}$ ) находим  $\pi_2 = \epsilon_{\kappa} \cdot \pi_1 = 10,915$ .

По  $\pi_2$  находим  $i_{2од} = 129,38$  ( $\frac{\text{ккал}}{\text{кг}}$ ) и  $T_{2од} = 537,6$  ( $^{\circ}\text{K}$ ).

Находим работу сжатия  $i_2 - i_1$  и энтальпию  $i_2$ ;

$$i_2 - i_1 = \frac{i_{2од} - i_1}{\epsilon_{одк}} = \frac{129,38 - 66,93}{0,82} = 76,15$$

$$i_2 = i_1 + 76,15 = 143,08$$

По величине  $i_2$  находим  $T_2 = 592,3$  ( $^{\circ}\text{K}$ ), давление в конце сжатия  $P_2 = P_1 \epsilon_{\kappa} = 10,33$  ( $\text{кг/см}^2$ ).

Пример 2. Рассчитать работу расширения турбины и состояние газа в конце расширения. Из теплового расчета известны  $T_1 = 1200$  ( $^{\circ}\text{K}$ );  $P_1 = 9,6$  ( $\text{кг/см}^2$ );  $P_2 = 1,2$  ( $\text{кг/см}^2$ );  $\alpha = 4,0$ ; адиабатный к.п.д. турбины  $\epsilon_{одт} = 0,90$ ;

Параметры газа - заторможенные.

Решение. Находим диаграмму для  $\alpha = 4$ . По диаграмме для  $T_1 = 1200$  ( $^{\circ}\text{K}$ ) находим  $i_1 = 311,68$  ( $\text{ккал/кг}$ ),  $\pi_1 = 269,2$ .

$$\text{Величина } \pi_2 = \pi_1 \cdot \frac{P_2}{P_1} = 33,65$$

По  $\pi_2$  находим  $i_{2од} = 177,40$  ( $\text{ккал/кг}$ ),  $T_{2од} = 716,3$  ( $^{\circ}\text{K}$ ).

Находим работу турбины:

$$i_1 - i_2 = \epsilon_{одт} (i_1 - i_{2од}) = 0,90 (311,68 - 177,40) = 120,85$$

Находим  $i_2 = 190,83$  ( $\text{ккал/кг}$ ) и по величине  $i_2$  температуру  $T_2 = 766,8$  ( $^{\circ}\text{K}$ ).

#### 4 ТОЧНОСТЬ РАСЧЕТОВ ПО ДИАГРАММАМ

Керосины Т-1, ТС-1 и Т-2 по составу несколько отличаются от СУ. Сравнение функций  $\pi$ ,  $i$  для чистых продуктов сгорания указанных керосинов и СУ позволило вывести связи

$$i_{Т-1} = 0,997 i_{СУ}$$

(28)

$$i_{TC-1} = 0,998 \quad i_{cy} \quad (29)$$

$$i_{T-2} = 0,999 \quad i_{cy} \quad (30)$$

$$\frac{\pi_{T-1}}{\pi_{cy}} = \frac{\pi_{TC-1}}{\pi_{cy}} = \frac{\pi_{T-2}}{\pi_{cy}} = 1 + 5 \cdot 10^{-6} (T - 273) \quad (31)$$

для диапазона 273-900 ( $^{\circ}\text{K}$ ) и

$$\pi_{T-1} = \pi_{TC-1} = \pi_{T-2} = 1,004 \pi_{cy} \quad (32)$$

для диапазона 900-1800 ( $^{\circ}\text{K}$ ).

Все эти соотношения получены, как указано, для  $\alpha = 1$ . При увеличении  $\alpha$  - отношения  $i$  и  $\pi$  продуктов сгорания разных керосинов  $i_{cy}$  и  $\pi_{cy}$  естественно стремятся к единице.

Как видно из приведенных данных, возникающие ошибки при отсчете  $\Delta i$  ( $\alpha = 1$ ) будут меньше 0,3 %, а при отсчете  $\frac{\pi}{\pi_{cy}}$  исчезающе малы. При необходимости очень точного расчета следует использовать выведенные формулы. Величины  $i$  по всем диаграммам отсчитываются с точностью до 0,005+0,010 (ккал/кг);  $T$  - с точностью до 0,1 ( $^{\circ}\text{K}$ ),  $\pi$  - с точностью 0,05+0,1 %.

Диаграммы построены для  $\alpha = 1,0 - 1,5 - 2,0 - 3,0 - 4,0 - \infty$  (воздух). Между тем в результате расчета  $\alpha$ , как правило, получаются значения, отличные от указанных.

На фиг. 7 дан график поправок на перепад энтальпии для пяти начальных температур процессов расширения при различных степенях расширения ( $\epsilon_p = \frac{p_1}{p_2}$ ) и  $\alpha$ .

За 100 % перепада принят перепад при  $\alpha = 4$ . Рассмотрение графика убеждает в том, что для большинства случаев влиянием  $\alpha$  на перепад энтальпии можно пренебречь. Видно также, что поправки зависят только от степени расширения  $\epsilon_p$  и  $\alpha$ .

На фиг. 8 показана зависимость температуры конца адиабатного расширения от  $\alpha$  при различных степенях расширения  $\epsilon_p$  и начальных температурах процесса расширения. Рассмотрение этой фигуры показывает слабое влияние  $\alpha$  на  $T_2$  в пределах обычно встречающихся зна-

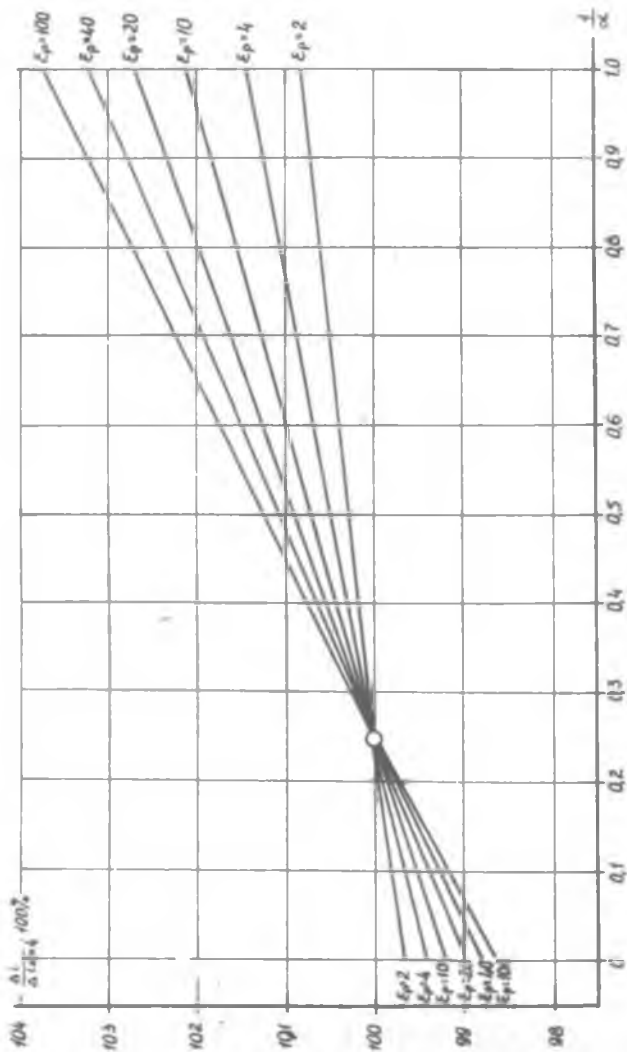
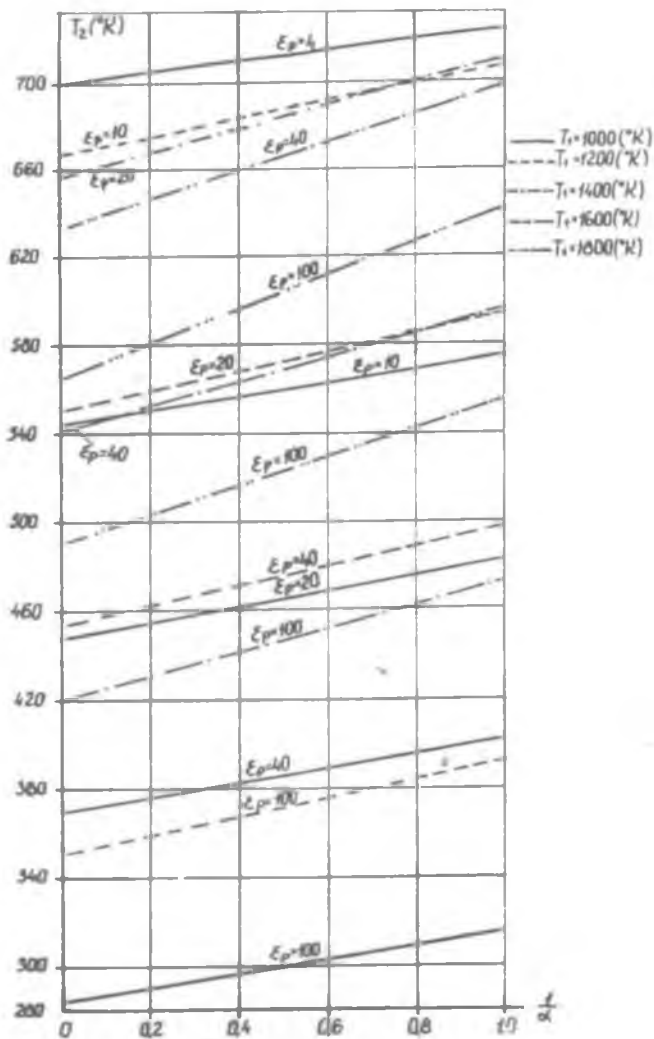


рис. 7.



Фиг. 8.

чений  $\alpha = 3+4$ . Так, например, при начальной температуре процесса расширения  $T_1 = 1200^\circ\text{K}$  температура  $T_2$  конца адиабатного расширения при степени расширения  $\epsilon_p = \frac{P_1}{P_2}$  при  $\alpha = 4$  равна  $704$  ( $^\circ\text{K}$ ), а при  $\alpha = 3$  равна  $706$  ( $^\circ\text{K}$ ).

### 5 РАСЧЕТ КОЭФФИЦИЕНТА ИЗЫТКА ВОЗДУХА В ТУРБИННОЙ И ФОРСАЖНОЙ КАМЕРАХ СГОРАНИЯ

На фиг. 9 представлена расчетная схема течения газов в турбинной камере сгорания. В жаровую трубу на I (кг) топлива подается  $h_0$  (кг) воздуха.

Остальной воздух, в количестве  $(\alpha_T - 1) \cdot h_0$  (кг), обтекает жаровую трубу, которая отдает тепло омываемому ее воздуху так, что в сечении 3 температура воздуха и продуктов сгорания одинакова.



Фиг. 9.

Уравнение теплового баланса:

$$\xi_T h_{UT_2} = (1+h_0)(i_{r_3} - i_{r_2}) + (\alpha_T - 1)h_0 \cdot (i_{b_3} - i_{b_2})$$

Пусть  $h_{UT_2} = \frac{H_{UT_2}}{h_0}$  и  $\beta = \frac{1+h_0}{h_0}$

Здесь  $h_{UT_2}$  - теплотворность при температуре  $T_2$ .

После преобразования получаем:

$$\alpha_T = \frac{\xi_T \cdot h_{UT_2} - \beta(i_{r_3} - i_{r_2}) + (i_{b_3} - i_{b_2})}{i_{b_3} - i_{b_2}} \quad (33)$$

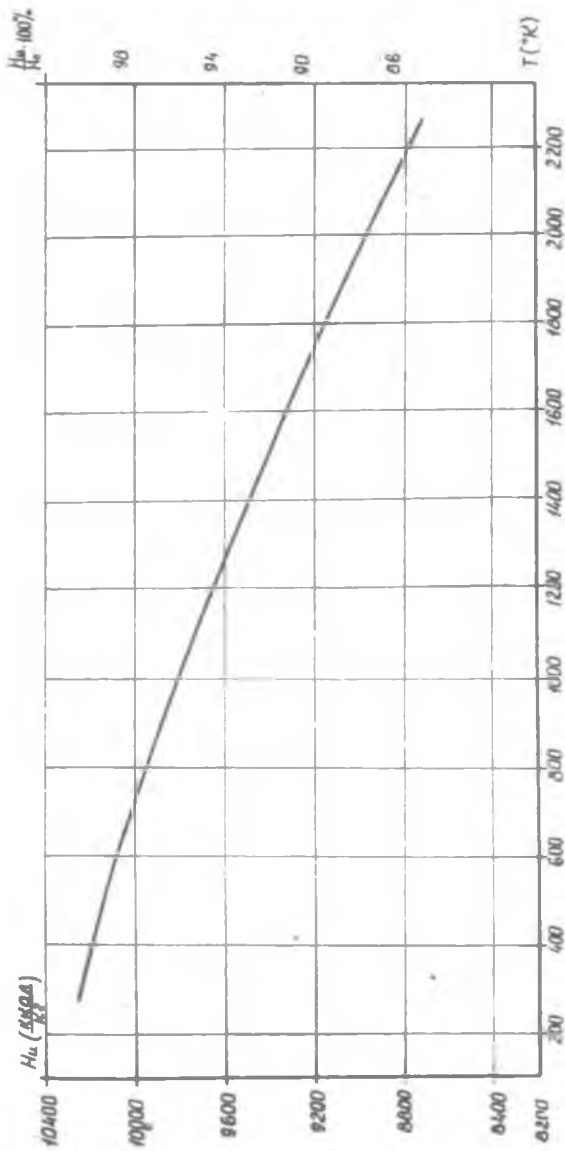
в формуле  $\xi_T$  - коэффициент выделения тепла в турбинной камере;

$H_{UT_2}$  - низшая теплотворность топлива при температуре  $T_2$ ; ккал/кг;

$i_{b_2}, i_{b_3}$  - энтальпия воздуха в сечениях I и 2; ккал/кг;

$i_{r_1}, i_{r_2}$  - энтальпия чистых ( $\alpha = 1$ ) продуктов сгорания в сечениях I и 2; ккал/кг;

$\beta$  - коэффициент изменения массы чистых продуктов сгорания в турбинной камере сгорания.



Фиг. 10.

По поводу низкой теплотворности  $H_{ит}$  необходимо сделать следующее замечание.

Величина  $H_{ит}$ , как известно, зависит от температуры  $T_0$  поступающего в камеру сгорания воздуха (а если есть диссоциация, то и от давления).

Зависимость эта показана на фиг. I. Величина  $H_{ит}$  подсчитывалась по формуле (температура топлива остается всегда  $293^{\circ}\text{K}$ ):

$$H_{ит} = H_{и293} + h_0 (i_{6T} - i_{6293}) - (1 + h_0)(i_{гT} - i_{г293}) \quad (34)$$

Здесь  $H_{ит}$ ,  $H_{и293}$  - теплотворность топлива при температурах поступающего воздуха  $T$  и  $T_0 = 293,16$ ;

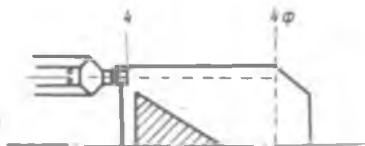
$i_{6T}$ ,  $i_{6293}$  - энтальпия воздуха при температурах  $T$  и  $T_0 = 293,16$ ;

$i_{гT}$ ,  $i_{г293}$  - энтальпия чистых продуктов сгорания при температуре  $T$  и  $T_0 = 293,16$ .

Формулой (34) следует пользоваться в том случае, если величина  $\xi_T$  определялась с учетом указанной зависимости.

На фиг. II представлена расчетная схема форсажной камеры сгорания турбореактивного двигателя.

Через сечение 4 на каждый килограмм топлива, сожженного в турбинной камере сгорания, протекает чистых продуктов сгорания  $1 + h_0$  (кг) и воздуха  $(\alpha_T - 1) h_0$  (кг).



Фиг. II.

В сечении 4 через форсунки подается топливо в количестве  $g_{\phi}$  (кг) на каждый килограмм топлива, сожженного в турбинной камере.

Через сечение  $\Phi$  течет три потока:

продукты сгорания из турбинной камеры  $1 + h_0$ , кг;

продукты сгорания из форсажной камеры  $(1 + h_0) g_{\phi}$ , кг;

воздух в количестве  $(\alpha_T - 1 - g_{\phi}) h_0$ , кг.

Тепловой баланс форсажной камеры:

$$g_{\phi} \xi_{\phi} H_{иT} = (1 + h_0)(i_{г\phi} - i_{гT}) + g_{\phi}(1 + h_0)(i_{г\phi} - i_{6T}) + (\alpha_T - 1 - g_{\phi}) \cdot h_0 (i_{6\phi} - i_{6T})$$

Разделим обе части равенства на  $\lambda_0$ , введем, как и ранее, обозначения  $\eta_{\text{ИТГ}} = \frac{\eta_{\text{ИТГ}}}{\lambda_0}$ ,  $\beta = \frac{1 + \lambda_0}{\lambda_0}$  и найдем

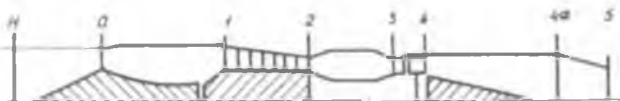
$$\beta \varphi = \frac{\beta (\lambda_T \varphi - \lambda_{TV}) \cdot (\alpha_T - 1) (\lambda_{B\varphi} - \lambda_{BV})}{\xi \varphi \eta_{\text{ИТГ}} - \beta (\lambda_T \varphi - \lambda_{TV}) \cdot (\lambda_{B\varphi} - \lambda_{BV})} \quad (35)$$

Коэффициент избытка воздуха в сечении  $\varphi$  будет

$$\alpha \varphi = \frac{1}{1 + \beta \varphi} \alpha T \quad (36)$$

При проведении расчетов температуры перед турбиной и в сечении  $\varphi$  форсажной камеры выбираются, а  $\lambda$ ,  $\lambda$  - функции для чистых продуктов сгорания берутся из таблицы функций ( $\alpha = 1$ ). Функции для воздуха берутся из диаграмм.

#### 6. МЕТОДИКА И ПРИМЕР ТЕРМОДИНАМИЧЕСКОГО РАСЧЕТА ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ С ФОРСАЖНОЙ КАМЕРОЙ



Фиг. 12.

Принимая схему двигателя и сечения в согласии с фиг.12, обозначим:

$G_{Bк}$  - количество воздуха, поступающего в двигатель, (кг/сек);

$G_{Bс}$  - количество воздуха, отбираемого за компрессором из сечения 2 на потребности агрегатов самолета и кабины, (кг/сек);

$G_{Bс}$  - количество воздуха, поступающего в турбинную камеру сгорания, (кг/сек);

$G_{гг}$  - количество топлива, поступающего в турбинную камеру сгорания, (кг/сек);

$G_{гф}$  - количество топлива, поступающего в форсажную камеру,  $\left(\frac{\text{кг}}{\text{сек}}\right)$ ;

$G_{г}$  - количество газа, покидающего двигатель через сечение 5, (кг/сек).

Ниже приводится порядок и пример вариантного термодинамического расчета. Окончательный расчет обычно проводится по незаторможенным параметрам и в нем определяются все площади кроме  $F_H$  и  $F_5$ , которые определяются и в вариантных расчетах.

### Процесс во входном диффузоре (участок Н-I)

1. Для заданной расчетной высоты  $H = 11000$  м по таблице Международной стандартной атмосферы находим атмосферное давление  $P_H = 169,6$  мм рт.ст. ( $0,223$  кг/см<sup>2</sup>) и температуру  $T_H = 216,5^\circ\text{K}$ .

2. По температуре  $T_H = 216,5^\circ\text{K}$  в диаграмме для воздуха находим энтальпию  $l_H = 51,73$  ккал/кг и относительное давление  $\pi = 0,445$ .

3. Имея заданную скорость полета  $C_H$  м/сек,

$$C_H = M_H \cdot a = 2 \cdot 20,05 \sqrt{T_H} = 2 \cdot 20,05 \sqrt{216,5} = 590$$

находим энтальпию в сечении I:

$$l_1 = l_H + \frac{C_H^2}{8367} = 51,73 + \frac{590^2}{8367} = 93,34$$

4. По диаграмме, по величине  $l_1$ , находим  $\pi_1$  и  $T_1$  ( $^\circ\text{K}$ ):

$$\pi_1 = 3,48$$

$$T_1 = 389,5^\circ\text{K}$$

5. Определяем степень повышения давления сжатия в обратимом адиабатном процессе:

$$\epsilon_{qod} = \frac{\pi_1}{\pi} = \frac{3,48}{0,445} = 7,82$$

6. Определяем давление в сечении I при обратимом адиабатном сжатии:

$$P_{1od} = P_H \cdot \epsilon_{qod} = 0,223 \cdot 7,82 = 1,74$$

7. Зная коэффициент давления входа, находим давление в сечении I:

$$P_1 = \sigma_g \cdot P_{1od} = 0,79 \cdot 1,74 = 1,37$$

Процесс в компрессоре (участок I-2)

8. Задаемся степенью повышения давления в компрессоре

$$\varepsilon_k = \frac{P_2}{P_1} = 4$$

9. Находим давление  $P_2$

$$P_2 = \varepsilon_k \cdot P_1 = 4 \cdot 1,37 = 5,48$$

10. Находим относительное давление

$$\pi_{2ad} = \varepsilon_k \pi_1 = 4 \cdot 3,48 = 13,92$$

11. По величине  $\pi_{2ad}$ , из диаграммы находим  $i_{2ad}$  и  $T_{2ad}$  (результат жатия по обратимой адиабате)

$$i_{2ad} = 138,65, \quad T_{2ad} = 574,6^\circ K$$

12. Зная адиабатный КПД компрессора  $\varphi_{adk}$ , находим

$$i_2 = i_1 + \frac{i_{2ad} - i_1}{\varepsilon_k} = 93,34 + \frac{138,65 - 93,34}{0,86} = 143,03$$

(Задаемся  $\varphi_{adk} = 0,86$ ).

13. По величине  $i_2$  находим  $T_2$

$$T_2 = 604,1^\circ K$$

14. Задаемся величиной коэффициента изменения массы в компрессоре

$$\frac{G_{вк}}{G_{вк}} = \beta_k = 0,96$$

Процесс в турбинной камере сгорания

15. Задаемся коэффициентом давления в турбинной камере  $\sigma_{тк} = 0,96$  и находим давление

$$P_3 = \sigma_{тк} \cdot P_2 = 0,96 \cdot 5,48 = 5,26$$

16. Задаемся температурой  $T_3$

$$T_3 = 1400^\circ K$$

17. Выбираем топливо для двигателя и выписываем низшую теплотворность  $H_u$  (ккал/кг) и элементарный состав топлива (влиянием температуры на  $H_u$  в данном расчете пренебрегаем).

Берем стандартное топливо с  $H_u = 10250$  (ккал/кг) и с элементарным составом  $H = 0,145$  и  $C = 0,855$ .

18. Определяем теоретически необходимое количество воздуха для сжигания одного килограмма топлива:

$$L_v = \frac{3,664 \cdot C + 7,937 \cdot H}{0,232} = 14,78$$

19. Находим коэффициент изменения массы чистых продуктов сгорания

$$\beta = 1 + \frac{1}{L_v} = 1 + \frac{1}{14,78} = 1,068$$

20. Выбираем коэффициент выделения тепла в турбинной камере:

$$\xi_T = 0,98$$

21. Находим удельную теплотворность:

$$h_u = \frac{H_u}{L_v} = \frac{10250}{14,78} = 693,5$$

22. По диаграмме для воздуха находим энтальпию  $l_{v_3}$  ккал/кг при температуре  $T_3$ :

$$l_{v_3} = 361,94$$

23. По таблице  $\bar{h}$ ,  $i$  - функций чистых ( $\alpha = 1$ ) продуктов сгорания находим энтальпию  $l_{r_3}$  (ккал/кг) при температуре  $T_3$ :

$$l_{r_3} = 393,41$$

24. Определяем коэффициент избытка воздуха  $\alpha_T$  в турбинной камере сгорания:

$$\alpha_T = \frac{\xi_T \cdot h_{ut} - 3(l_{r_3} - l_{r_2}) + (i_{v_3} - i_{v_2})}{l_{v_3} - l_{v_2}} = \frac{0,98 \cdot 693,5 - 1,068(393,1 - 154,4) + (361,9 - 146,0)}{361,9 - 146,0} = 2,88$$

округляем  $\alpha_T$  до 3,0.

При этом следует, если необходимо, учесть данные фиг. 7 и соответствующие замечания в параграфе 6;

25. По выбранной (по  $\alpha_T$ ) диаграмме  $\pi$ ,  $i$  - функций для температуры  $T_3$  выписываем  $i_3$  и  $\pi_3$ :

$$i_3 = 372,93; \quad \pi_3 = 540,40$$

26. Определяем коэффициент изменения массы в турбинной камере:

$$1 + \frac{G_{T.T}}{G_{B.K.C}} = \beta_{T.K.} = 1 + \frac{1}{\alpha_T \lambda_0} = 1,023$$

#### 6.4 Процесс в турбине

27. Из уравнения совместной работы турбины и компрессора находим

$$i_4 = i_3 - \frac{i_2 - i_1}{\beta_K \beta_{T.K.}} = 372,93 - \frac{146,03 - 91,34}{0,96 \cdot 1,023} = 319,28$$

28. По величине  $i_4$  по диаграмме находим

$$T_4 = 1218,8^\circ \text{K}, \quad \pi = 298,60$$

29. Задавшись адиабатным к.п.д. турбины  $\eta_T = 0,9$ , находим

$$i_{4ad} = i_3 - \frac{i_3 - i_4}{\eta_T} = 372,93 - \frac{372,93 - 319,28}{0,9} = 313,32$$

30. По величине  $i_{4ad}$  по диаграмме находим

$$\pi_{4ad} = 278,25$$

31. Находим давление:

$$P_4 = P_3 \cdot \frac{\pi_{4ad}}{\pi_3} = 5,26 \cdot \frac{278,25}{540,40} = 2,71$$

65 Процесс в форсажной камере

32. Задавшись коэффициентом давления форсажной камеры  $\bar{p}_\varphi = 0,95$ , находим давление:

$$P_\varphi = \bar{p}_\varphi \cdot P_u = 0,95 \cdot 2,71 = 2,57$$

33. Задаемся температурой  $T_\varphi$  [°K]

$$T_\varphi = 1800$$

34. Принимаем, что в форсажную камеру подается такое же топливо, как и в турбинную.

35. По температурам  $T_u$  и  $T_\varphi$  из таблицы для чистых продуктов сгорания находим  $i_{r_u}$  и  $i_{r_\varphi}$  по диаграмме для воздуха  $i_{b_u}$

$$i_{r_u} = 335,75 ; \quad i_{r_\varphi} = 524,94$$

$$i_{b_u} = 310,48 ; \quad i_{b_\varphi} = 478,56$$

36. Задаемся коэффициентом выделения тепла в форсажной камере по фигуре Ю находим

$$\xi_\varphi = 0,97 \quad h_{ut_u} = 9860$$

37. Определяем количество топлива, подаваемого в форсажную камеру на 1 кг топлива, подаваемого в турбинной камере:

$$g_\varphi = \frac{\beta(i_{r_\varphi} - i_{r_u})(\alpha + 1)(i_{b_\varphi} - i_{b_u})}{\xi_\varphi \cdot h_{ut_u} - \beta(i_{r_\varphi} - i_{r_u}) + (i_{b_\varphi} - i_{b_u})}$$

38. Определяем коэффициент избытка воздуха в сечении  $\varphi$

$$\lambda_\varphi = \alpha \cdot \frac{1}{1 + g_\varphi} = 2,88 \cdot \frac{1}{1 + 0,847} = 1,56 ;$$

$$g_{\varphi} = \frac{1,068(524,9 - 335,8) + (2,88 - 1)(478,6 - 310,5)}{0,97 \frac{9880}{14,78} - 1,068(524,9 - 335,8) + (478,6 - 310,5)} = \frac{518}{611} = 0,847$$

39. Округляем  $\alpha_{\varphi}$  до ближайшего из значений:

берем  $\alpha_{\varphi} = 1,50$ .

Необходимость введения поправок можно установить, рассмотрев фиг. 7 и 8; обычно поправки из-за незначительности их величины не требуются.

40. По величине  $T_{\varphi}$  при выбранном значении  $\alpha_{\varphi}$  по соответствующей диаграмме находим  $\kappa_{\varphi}$  и  $i_{\varphi}$ :

$$i_{\varphi} = 510,17 \quad \kappa_{\varphi} = 2070,1$$

41. Для температуры  $T_{\varphi}$  и  $\alpha_{\varphi}$  величину критического отношения давлений  $\beta_{кр}$  определяем по фиг. 6:

$$\beta_{кр} = 0,551$$

42. Определяем давления  $P_5$ :

$$P_5 = \beta_{кр} \cdot P_{4\varphi} = 0,551 \cdot 2,57 = 1,42$$

43. Так как давление  $P_5$  больше давления  $P_n$  в окружающей среде, то дальнейший расчет ведется для неполного расширения в выходном сопле.

44. Определяем относительное давление в сечении 5:

$$\kappa_{5ад} = \kappa_{\varphi} \cdot \beta_{кр} = 2070,1 \cdot 0,551 = 1140,6$$

45. По  $\kappa_{5ад}$  определяем по диаграмме  $i_{5ад}$ ,  $T_{5ад}$ :

$$i_{5ад} = 440,89 \frac{KJ}{Kг}; \quad T_{5ад} = 1583,2$$

46. Задавшись скоростным коэффициентом выходного сопла  $\varphi_c = 0,96$ , найдем

$$i_5 = i_{4\varphi} - \varphi_c^2 (i_{\varphi} - i_{5ад})$$

$$i_5 = 510,17 - 0,96^2 (510,17 - 440,89) = 446,32$$

47. По величине  $\epsilon_5$  найдем  $T_5$

$$T_5 = 1642,7$$

48. Определяем скорость истечения газов из реактивного сопла

$$C_5 = 91,5 \cdot \sqrt{\epsilon_{4\text{ф}} - \epsilon_5}$$

$$C = 91,5 \cdot \sqrt{510,17 - 446,32} = 731$$

66. Определение удельных площадей в сечениях И и 5, приходящихся на 1 кг воздуха, поступающего в двигатель за 1 сек.

49. Определяем удельный вес атмосферного воздуха:

$$\gamma_{\text{И}} = \frac{0,223 \cdot 10^4}{29,27 \cdot 216,5} = 0,352 \left( \frac{\text{кг}}{\text{м}^3} \right)$$

50. Находим удельную площадь:

$$f_{\text{И}} = \frac{1}{C_{\text{И}} \gamma_{\text{И}}} = \frac{1}{590 \cdot 0,352} = 4,82 \cdot 10^{-3} = 0,00482 \text{ (м}^2\text{)}$$

51. Определяем величину коэффициента изменения массы газа, проходящего через двигатель:

$$\beta_{\text{Г}} = \beta_{\text{к}} \cdot \beta_{\text{тк}} \cdot \beta_{\text{фк}}$$

При  $\alpha_{\text{ф}} = 1,56$

$$\beta_{\text{фк}} = 1 \cdot \frac{G_{\text{т.ф}}}{G_{\text{вкс}} + G_{\text{т}}} = 1,044$$

$$\beta_r = 0,96 \cdot 1,023 \cdot 1,044 = 1,025$$

52. Определяем удельный вес газов в сечении 5:

$$\rho_5 = \frac{P_5}{29,3 \cdot T_3} = \frac{1,42 \cdot 10^4}{29,3 \cdot 1642,7} = 0,295$$

53. Находим

$$f_5 = \frac{\beta_r}{\rho_5 \cdot c_3} = \frac{1,025}{0,295 \cdot 731} = 0,00475 \left( \frac{\text{м}^2 \cdot \text{сек}}{\text{кг}} \right)$$

### 67 Определение удельных параметров двигателя

54. Находим удельную тягу двигателя:

$$\begin{aligned} \varphi_{49} &= \frac{\beta_r c_3 - c_H}{g} + f_5 \cdot (P_5 - P_H) = \\ &= \frac{1,025 \cdot 731 - 590}{9,8} + 0,00475 (14200 - 2230) = 73,12 \left[ \frac{\text{кг} \cdot \text{сек}}{\text{кг}} \right] \end{aligned}$$

55. Определяем удельный тяговый расход топлива:

$$C_{уд} = \frac{3600 \cdot \beta_k}{\alpha \varphi_{49} \cdot \rho_{49}} = \frac{3600 \cdot 0,96}{156 \cdot 14,78 \cdot 73,12} = 2,05 \left[ \frac{\text{кг}}{\text{кг} \cdot \text{ч}} \right]$$

В формулу подставляем  $\alpha$  действительное (не округленное).

56. Определяем удельный мощностной расход

$$C_{удм} = \frac{\eta_5}{c_H} \cdot C_{уд} = \frac{75}{590} \cdot 2,05 = 0,261 \left[ \frac{\text{кг}}{\text{лс} \cdot \text{ч}} \right]$$

68 Определение общих данных двигателя

Тяга двигателя  $P$  считается заданной.

Допустим  $P = 6000$  (кг), тогда

57. Секундный расход воздуха через двигатель:

$$G_{вк} = \frac{P}{\varphi_{уд}} = \frac{6000}{73,12} = 82,06 \left( \frac{кг}{сек} \right)$$

58. Площадь струи поступающего в компрессор воздуха в сечении В:

$$F_{н} = G_{вк} \cdot \varphi_{н} = 82,06 \cdot 0,00482 = 0,3955 \text{ (м}^2\text{)}$$

59. Площадь выходного сопла в сечении 5:

$$F_{5} = G_{вк} \cdot \varphi_{5} = 82,06 \cdot 0,00475 = 0,3895 \text{ (м}^2\text{)}$$

60. Часовой расход топлива:

$$G_{тч} = P C_{уд} = 6000 \cdot 2,05 = 12300 \text{ (кг/час)}$$

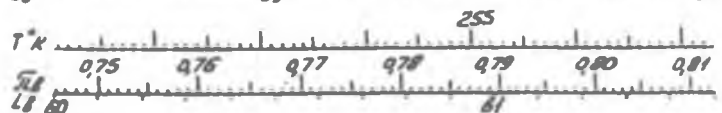
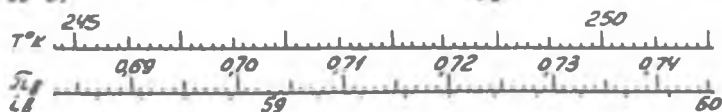
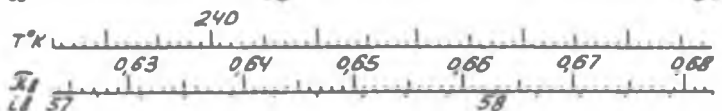
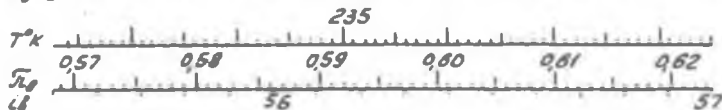
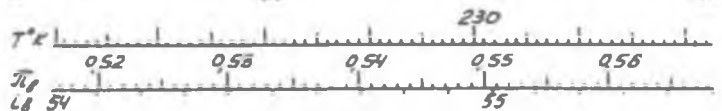
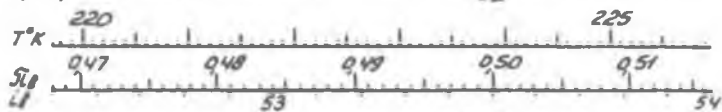
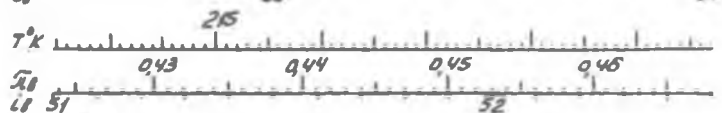
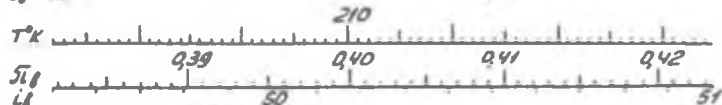
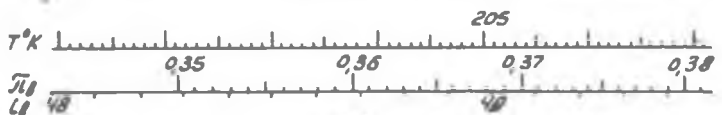
П Р И Л О Ж Е Н И Я

ДИАГРАММЫ  $\mathcal{N}, i$  - ФУНКЦИЯ  
ДЛЯ РАСЧЕТА ПРОЦЕССОВ ВРД

Диаграмма  $\bar{\mu}_0, \bar{L}_0$ -функций воздуха

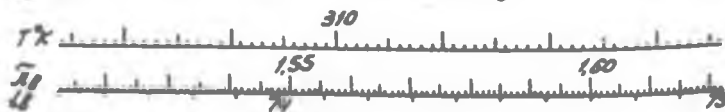
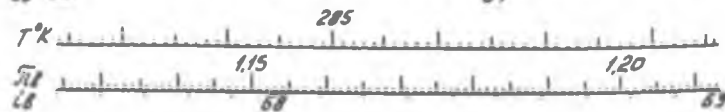
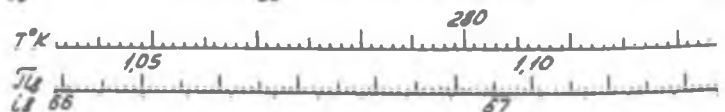
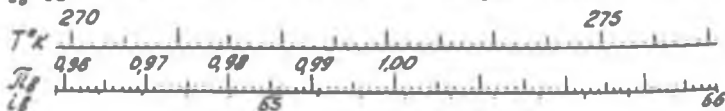
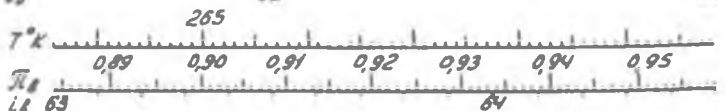
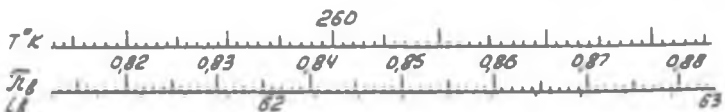
$T = 201 - 257^\circ K$

8



T = 258 - 313 °K

B

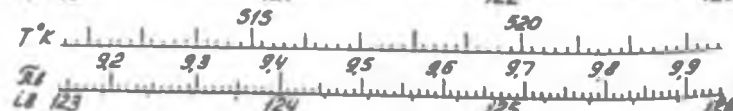
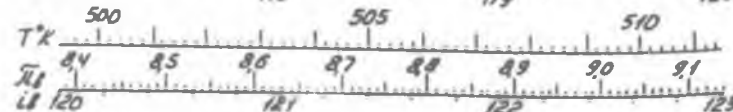
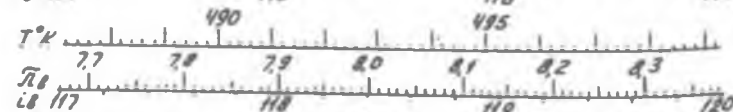
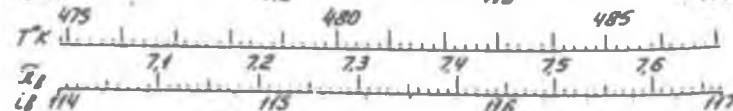
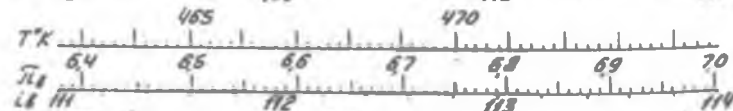
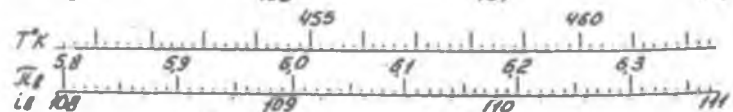
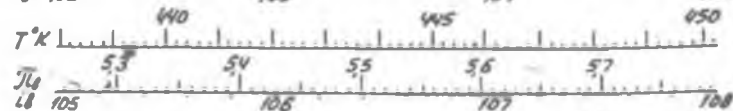
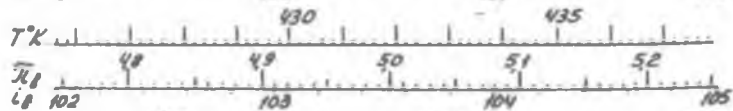
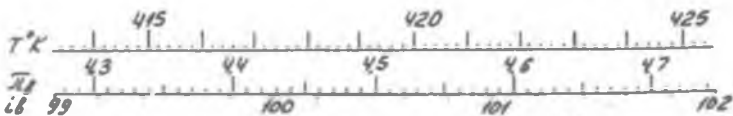


$T^{\circ} = 314 - 413^{\circ}K$ 

B



$T^{\circ} = 414 - 523^{\circ} K$



$T = 524 - 631^{\circ}K$

8



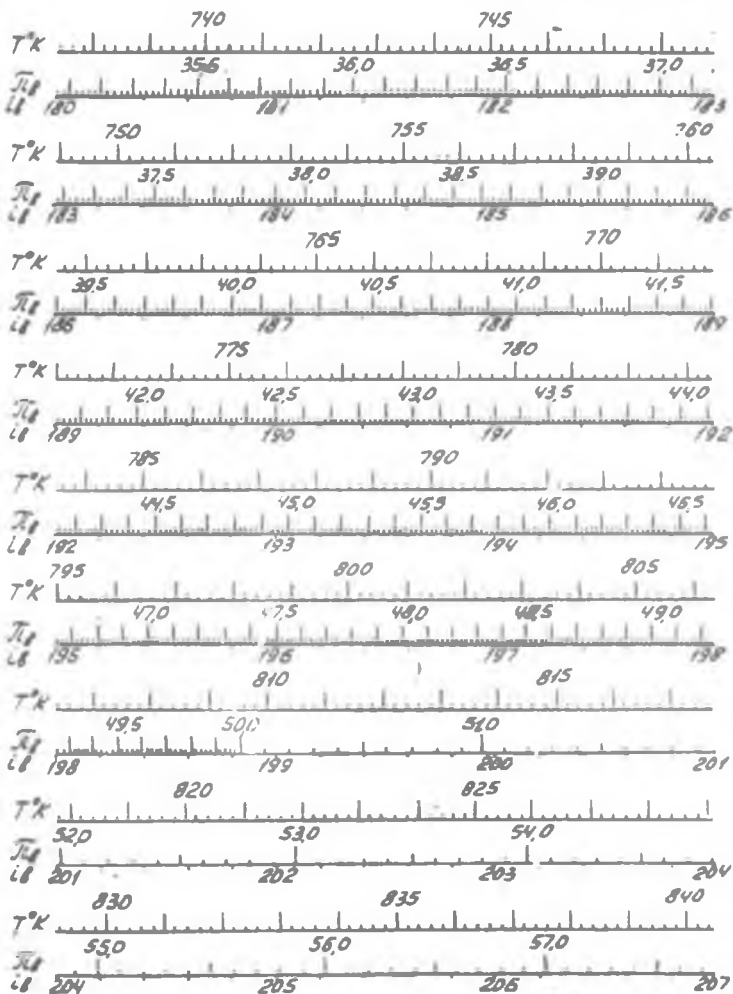
T=632-737°K

8



T=738-840°K

B

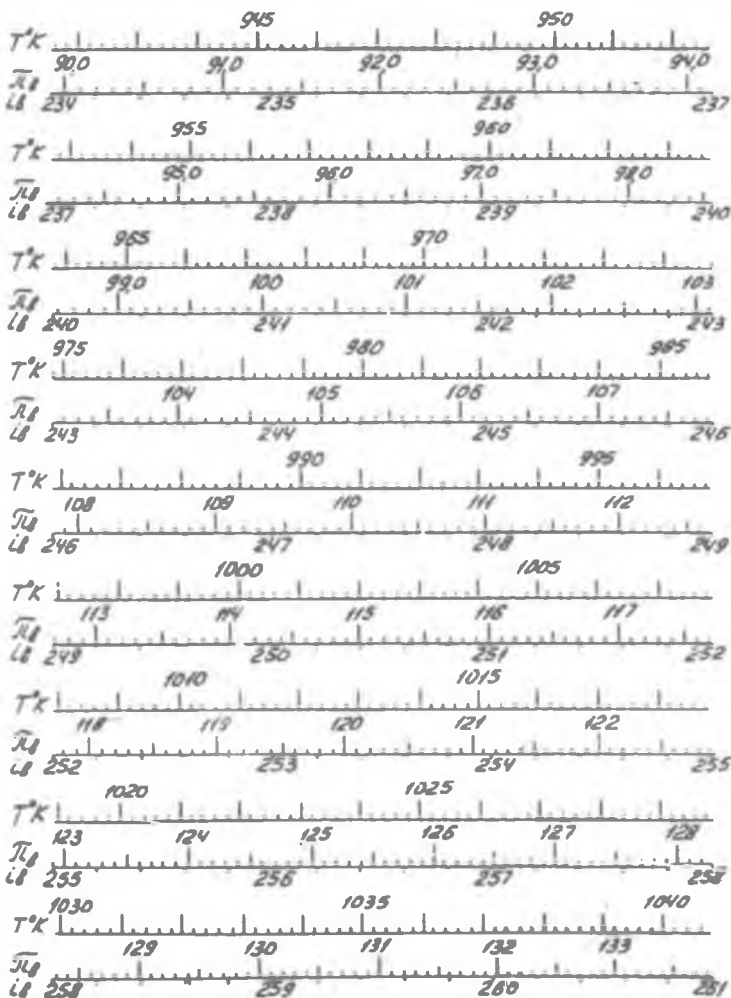


T=841-941°K



T: 942 - 1040 °K

8



T = 1041 - 1138 °K



T=1139-1234°K B



T: 1235-1330 °K

B



T = 1331 - 1424 °K

8



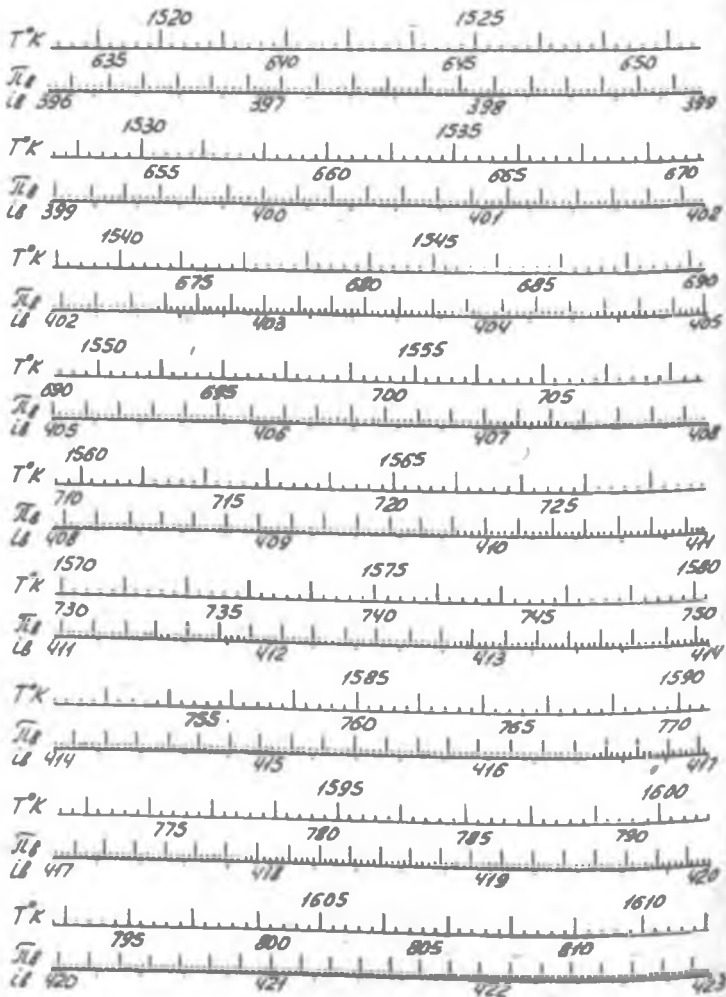
$T = 1425 - 1518^{\circ}K$ 


T = 1612 - 1703°K

B

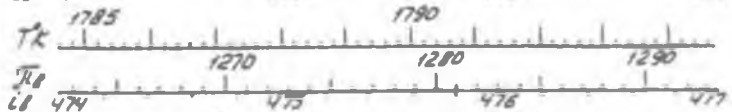
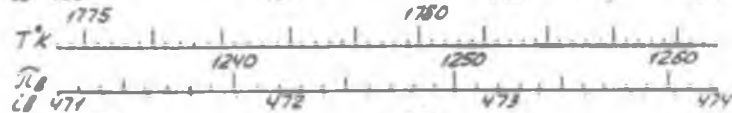
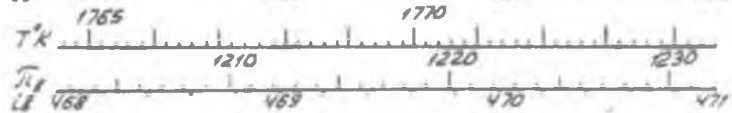
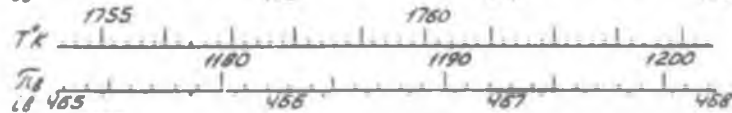
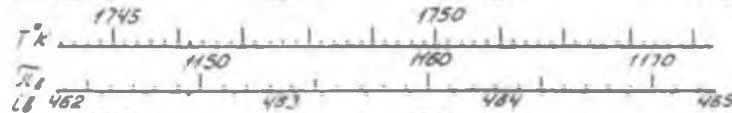
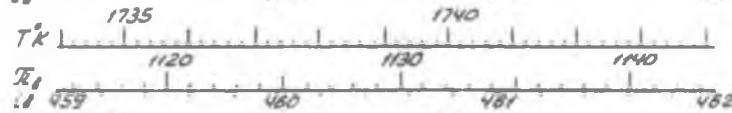
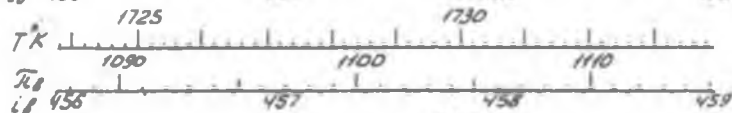
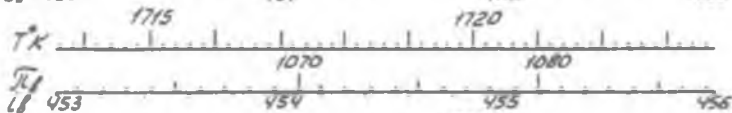


T = 1519 - 1611°K

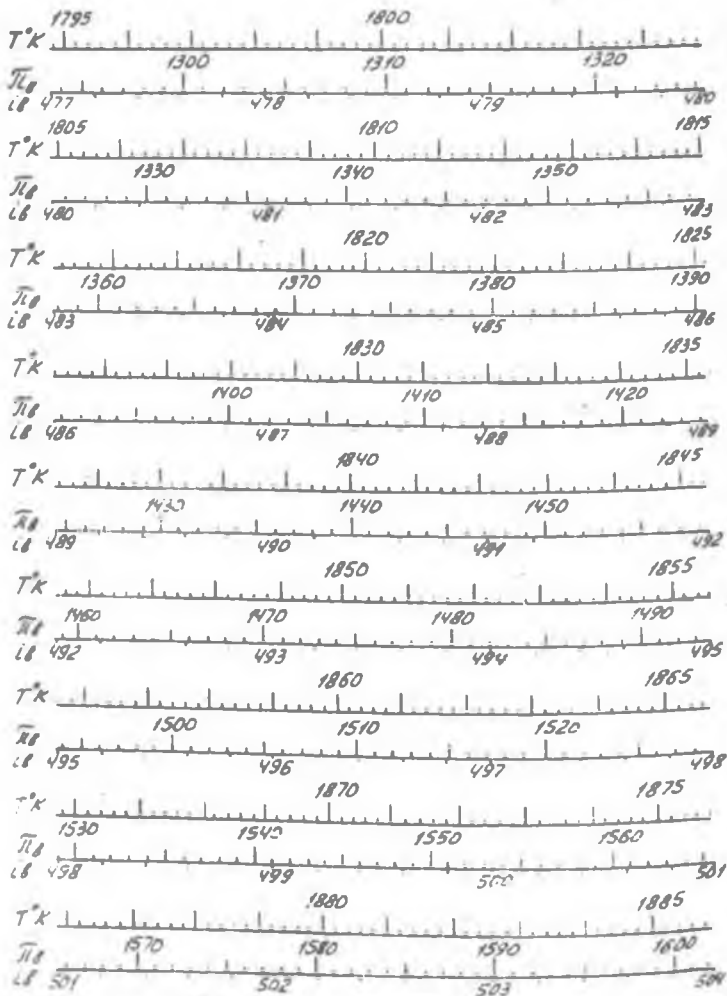


T = 1704 - 1794 °K

B



T = 1795 - 1885 °K



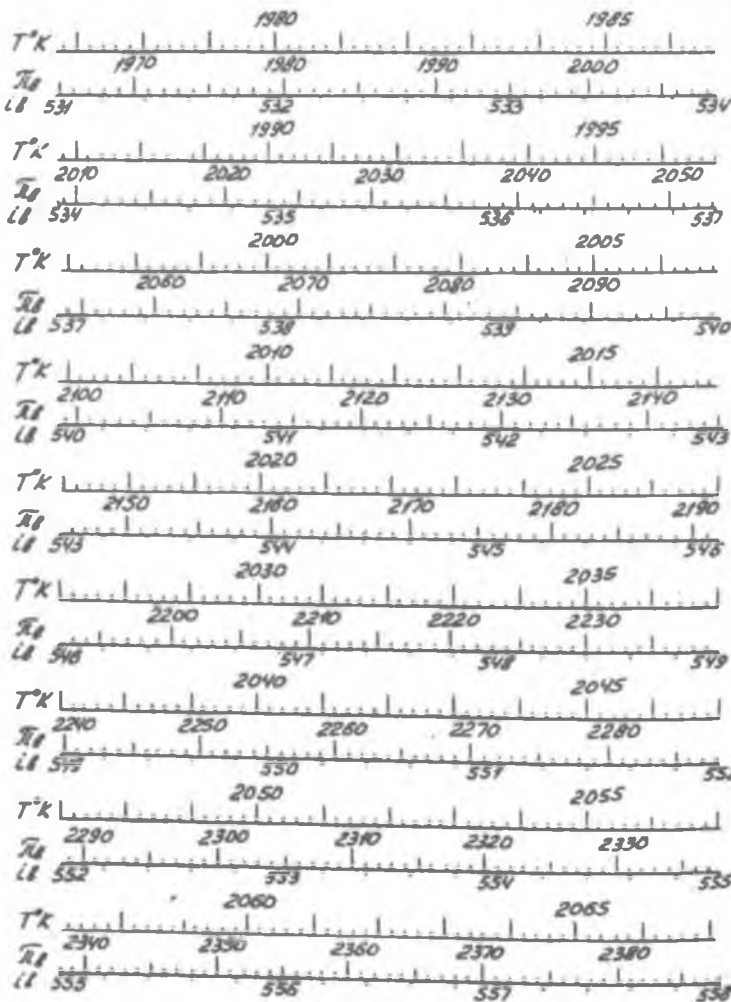
T 1885-1976 °K

B

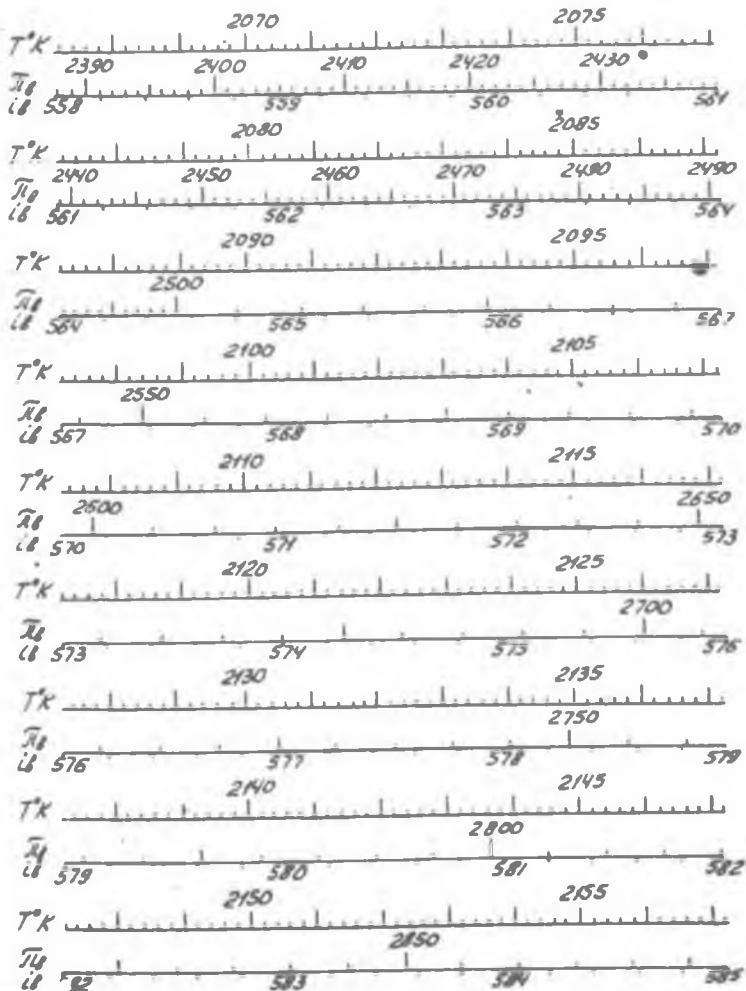


$T = 1977 - 2067^{\circ}\text{K}$

8

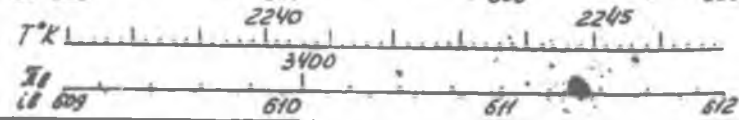
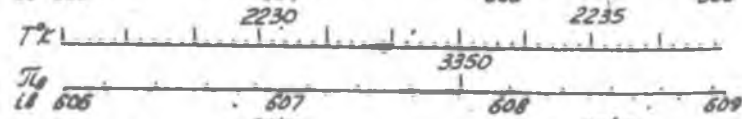
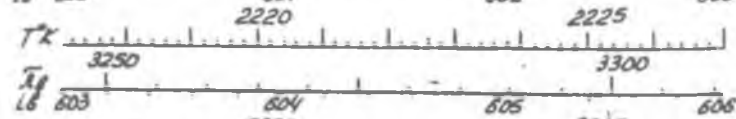
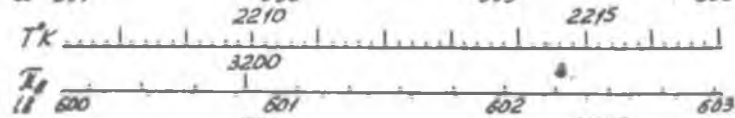
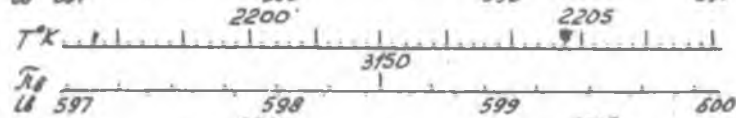
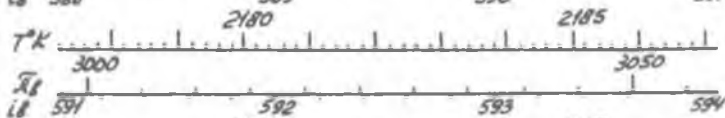
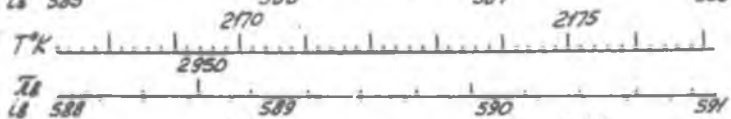
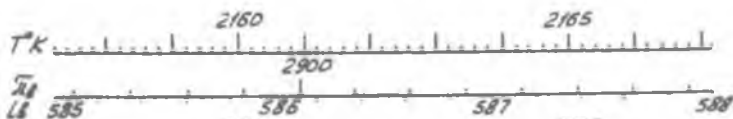


T = 2068 - 2157°K B



T 2158-2246°K

B



T = 2247 - 2273°K B

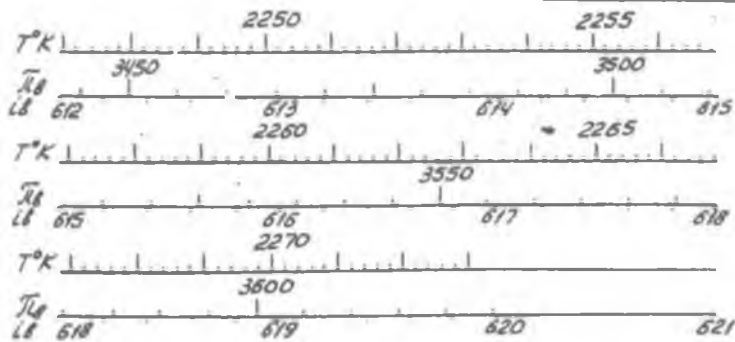
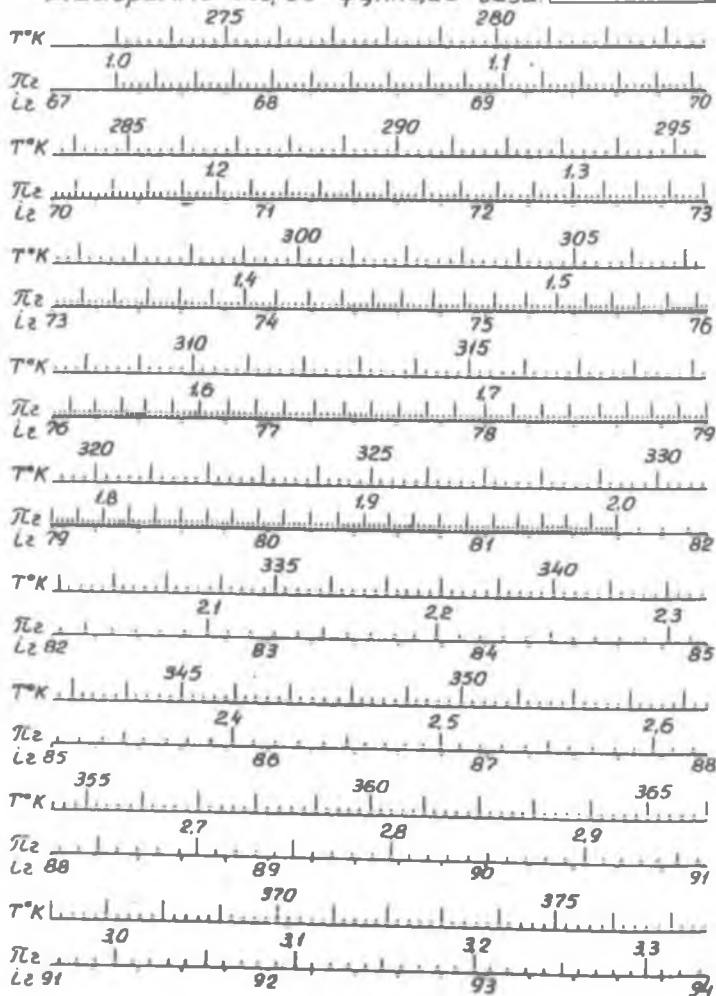
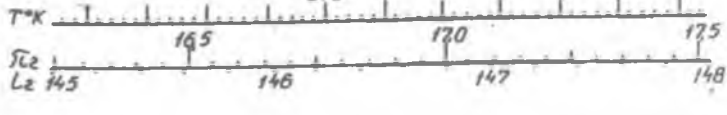
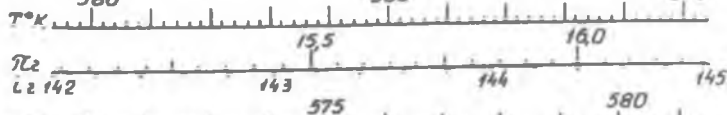
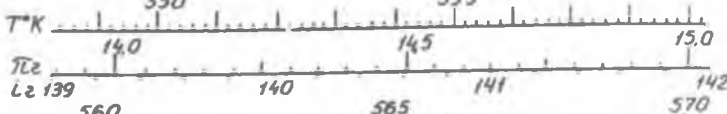
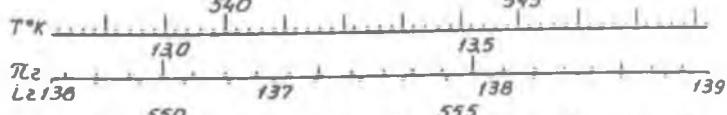
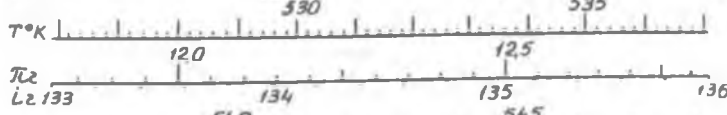
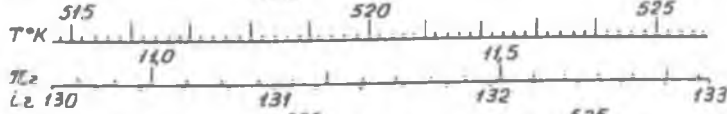
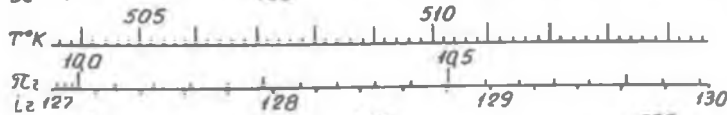
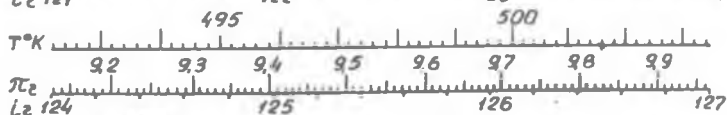
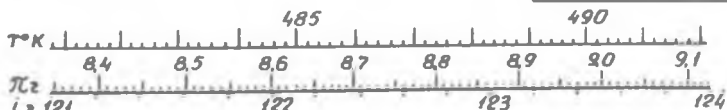


Диаграмма  $\pi_2, L_2$ -функций газа.

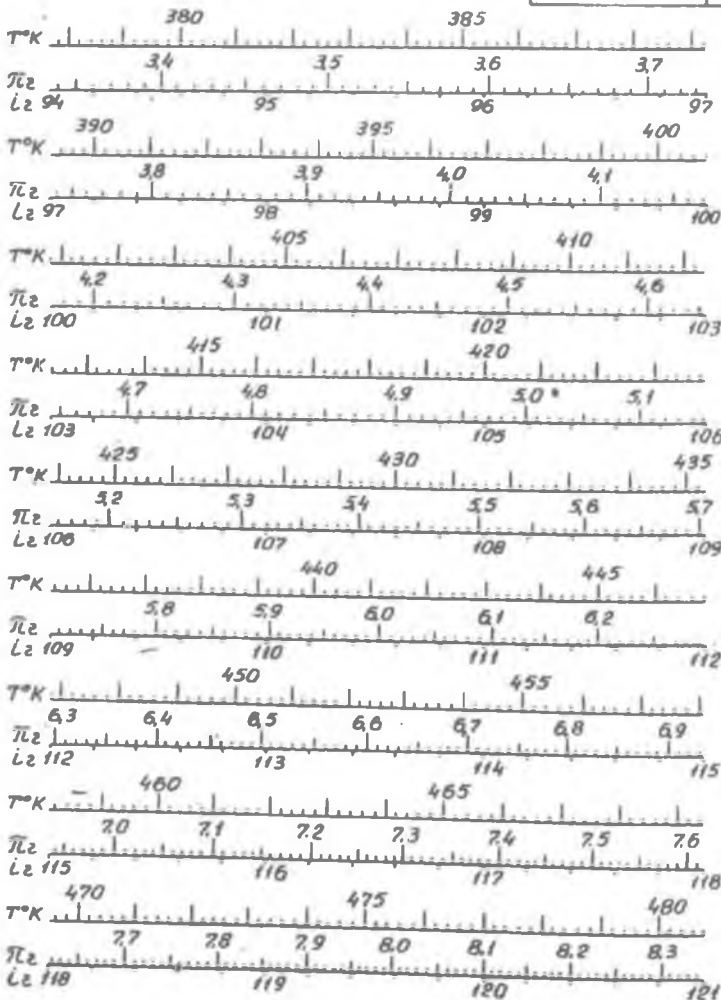
$T=273-377^\circ K$   $\alpha=10$



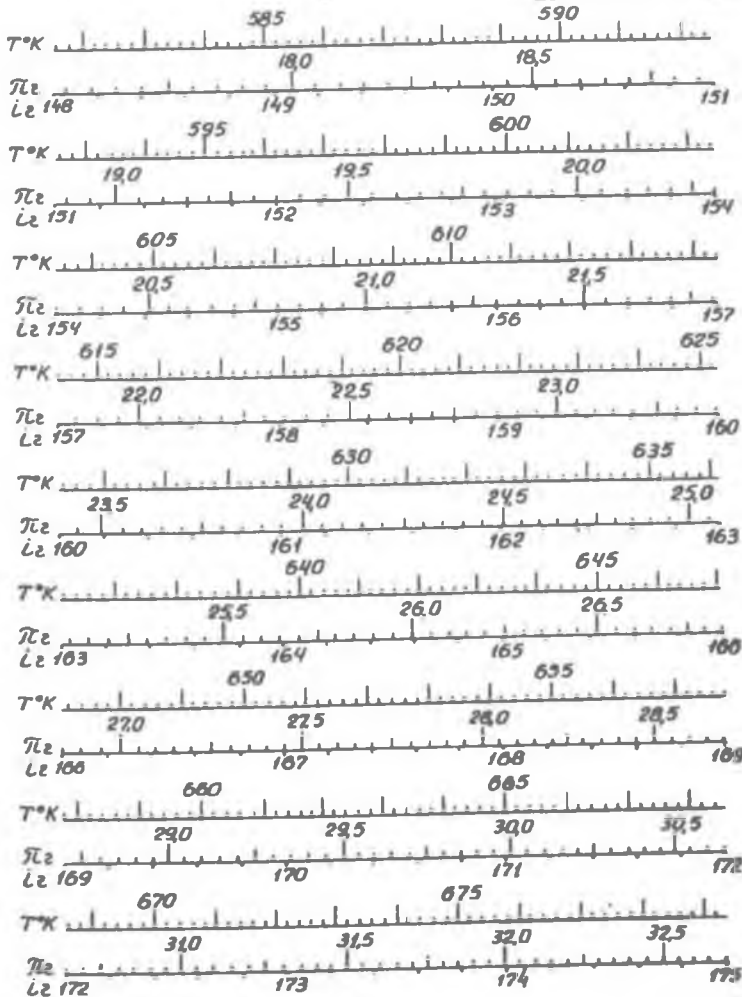
T=481-581°K  $\alpha=1.0$

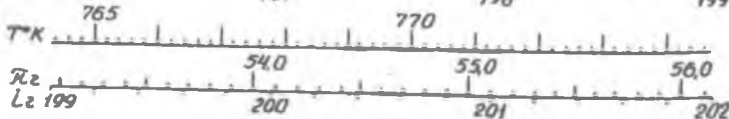
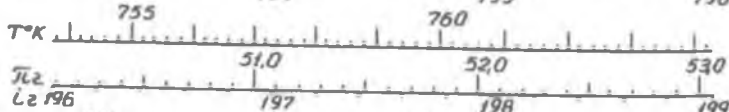
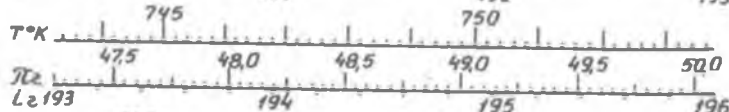
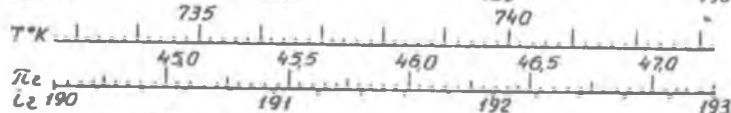
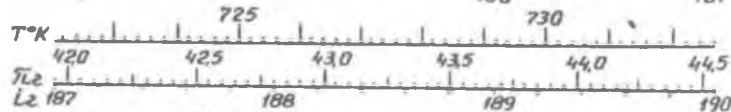
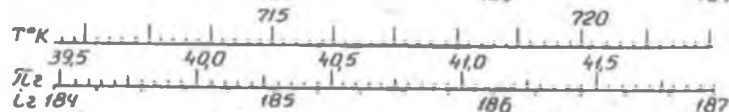
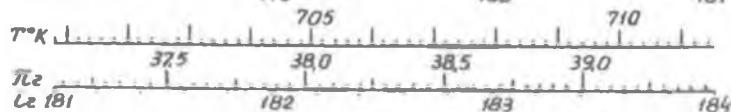
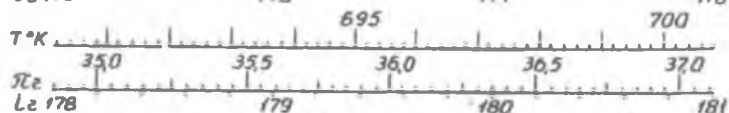
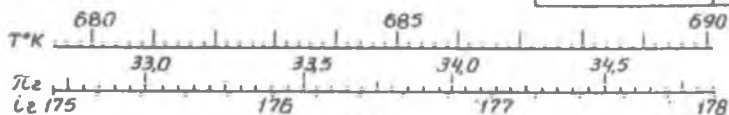


T = 378 - 480°K     $\lambda = 10$

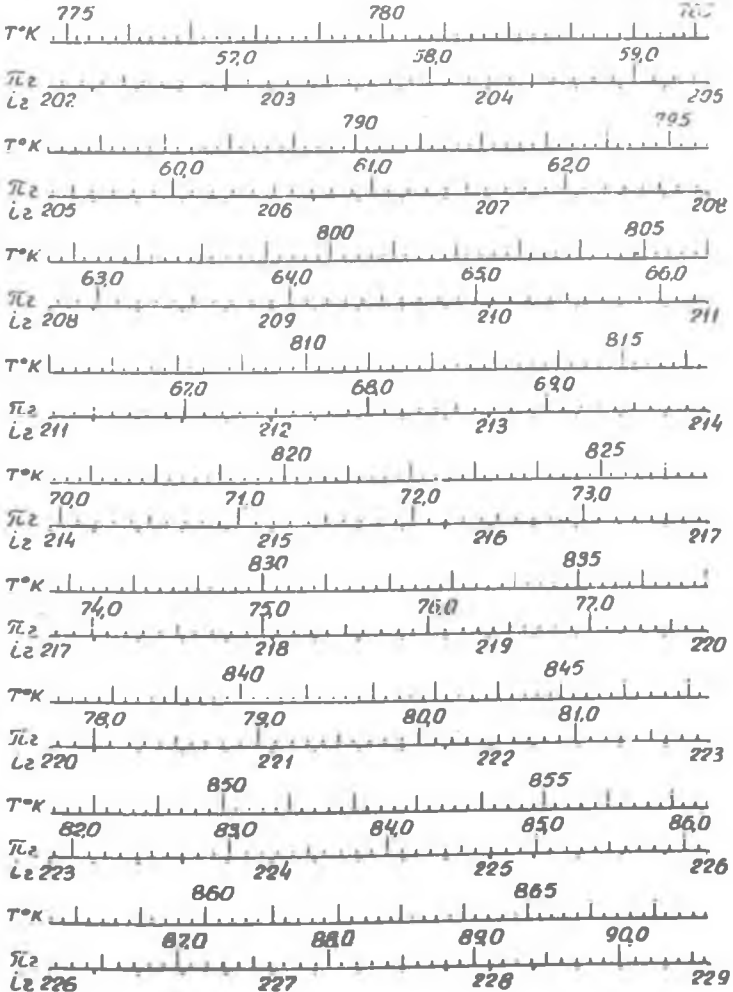


$T = 582 - 679^{\circ}K$   $d = 10$



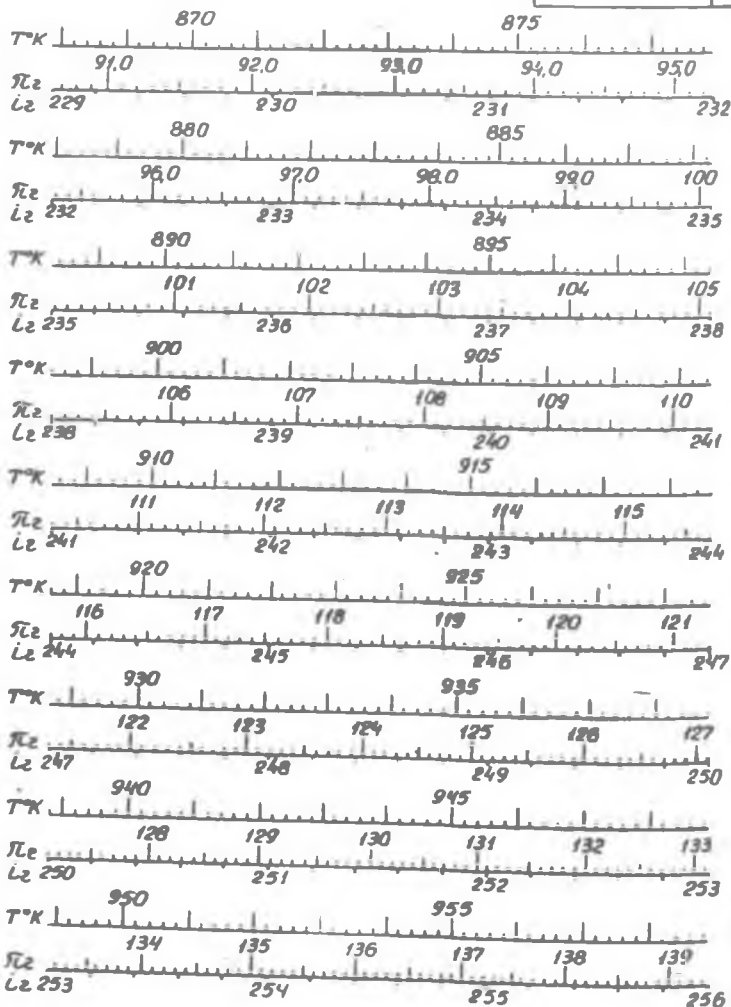
T-680-774°K  $\alpha=10$ 

$T=775-967^{\circ}\text{K}$   $d=1.0$

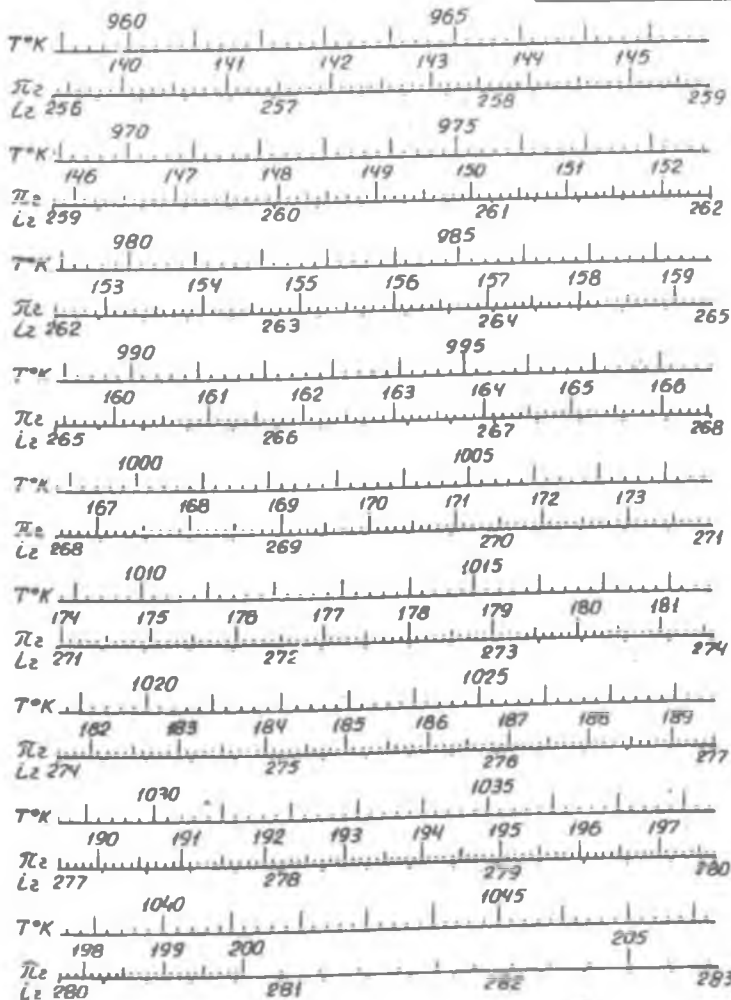


T=868-958°K

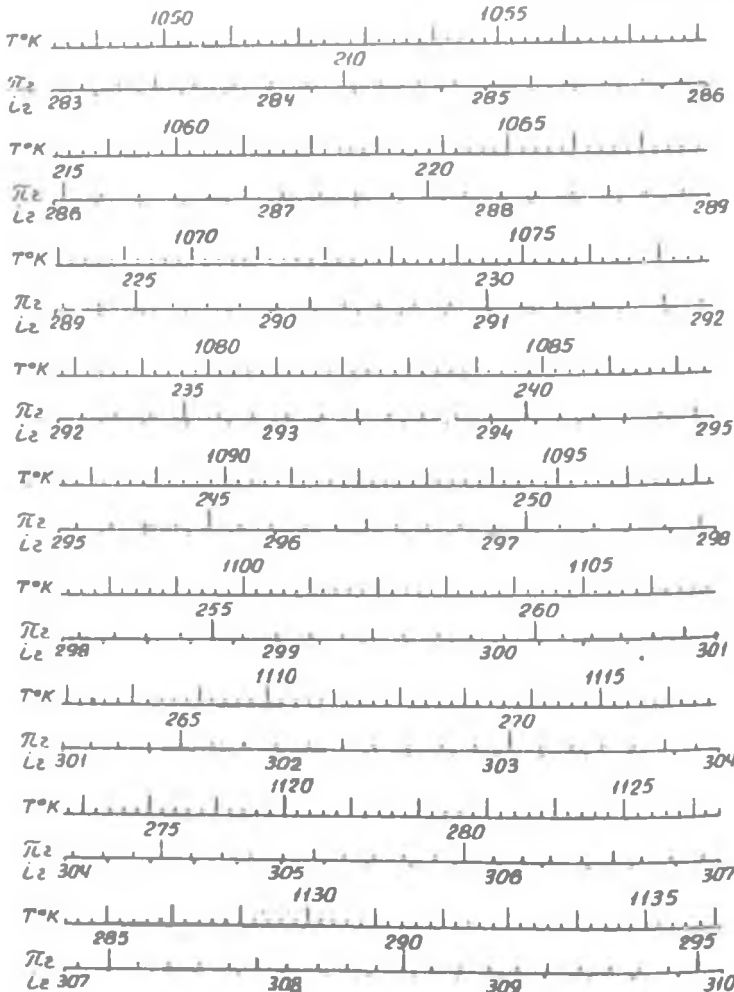
$\alpha = 40$

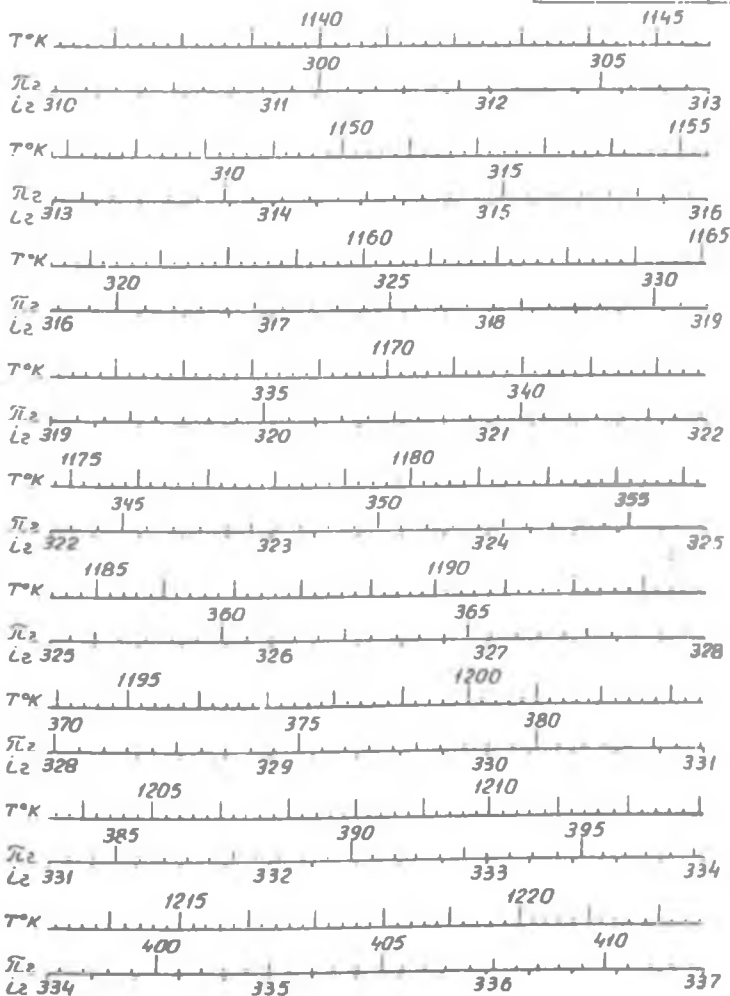


T=959-1048°K  $\alpha=1.0$

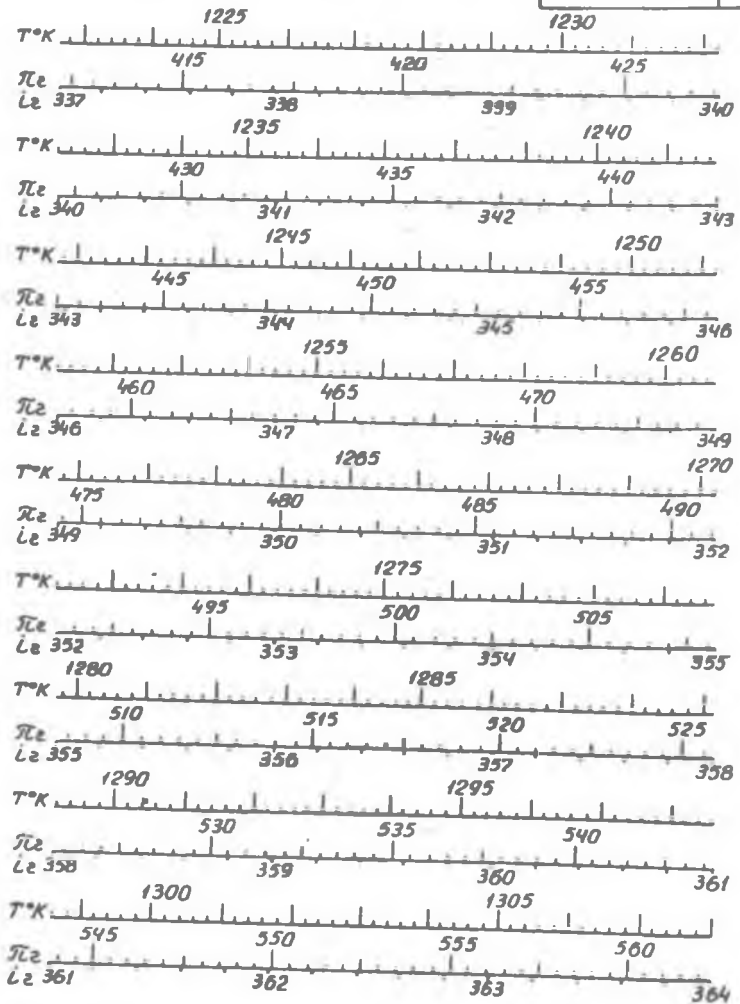


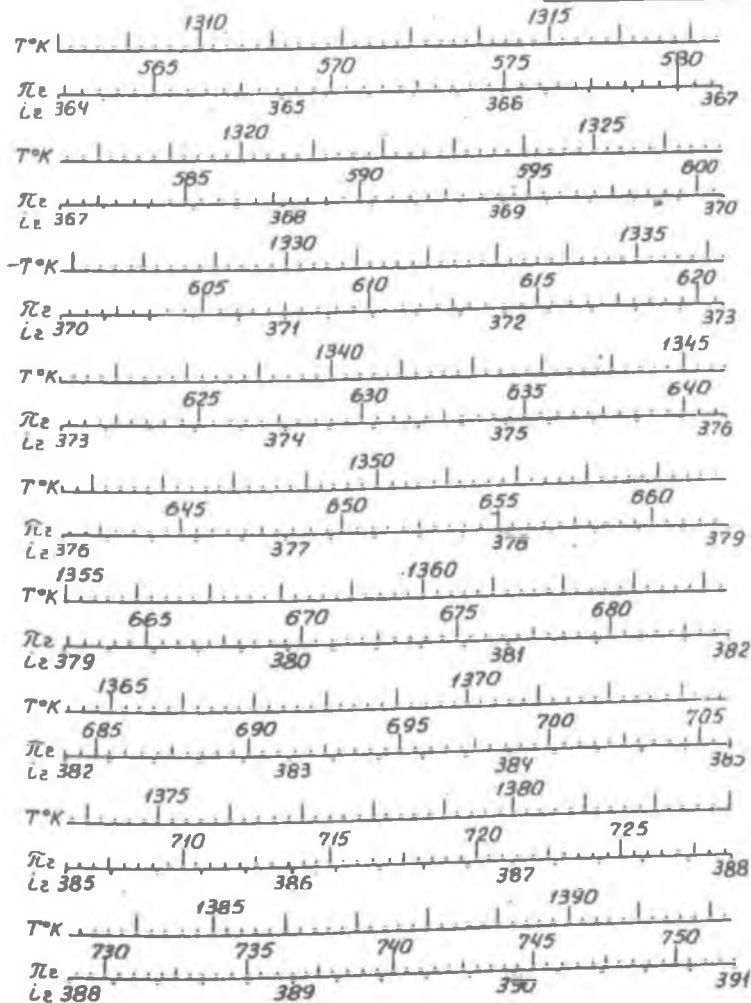
T=1049-1136 °K  $\alpha=1.0$



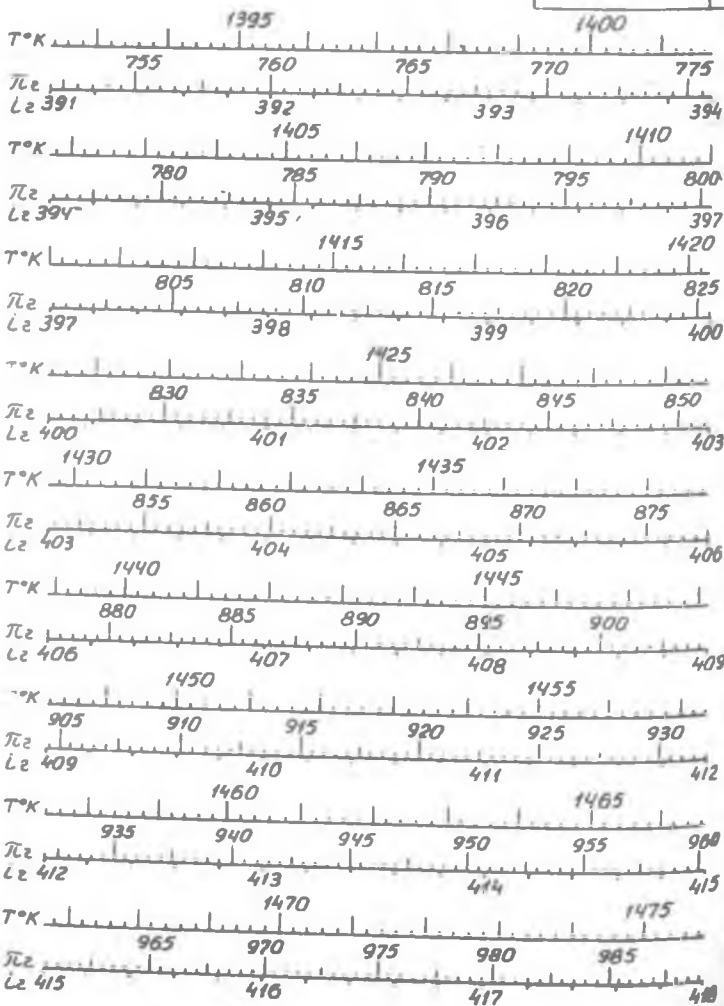
T=1137-1222°K  $\alpha=1.0$ 

T-1223-1308°K α-10

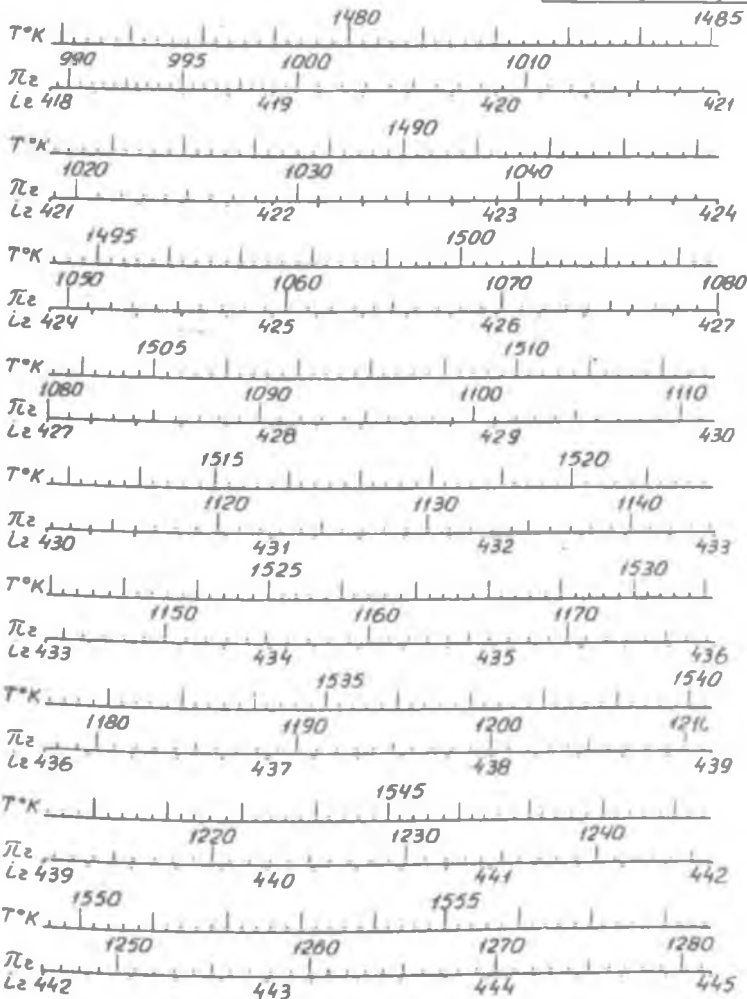


$T = 1309 - 1392^{\circ}\text{K}$   $\alpha = 1.0$ 


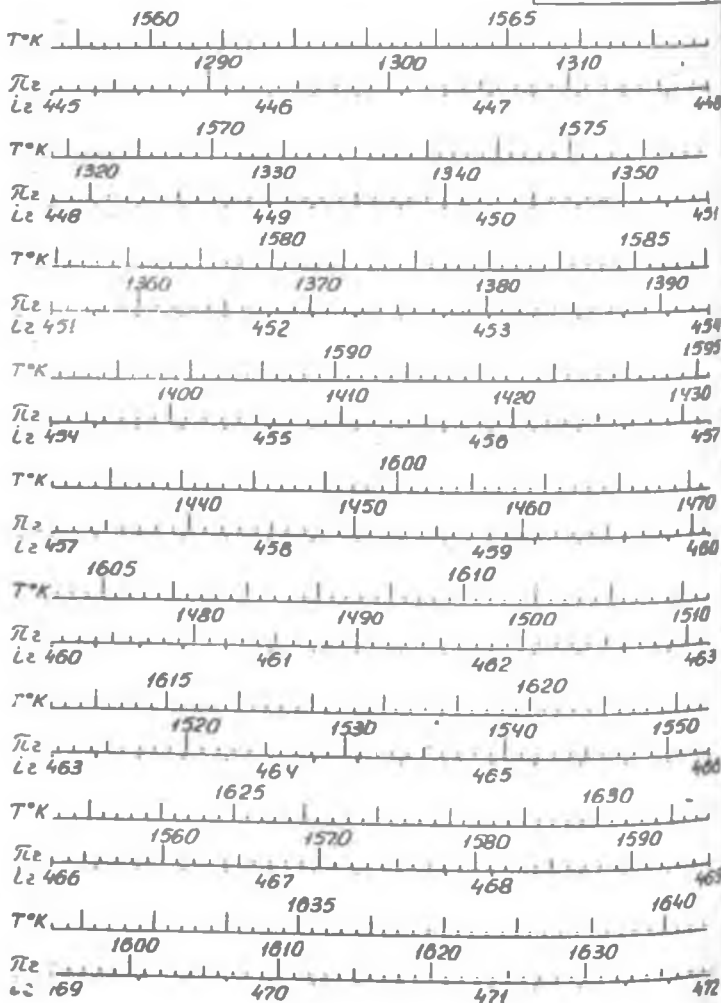
T=1393-1475°K d=1



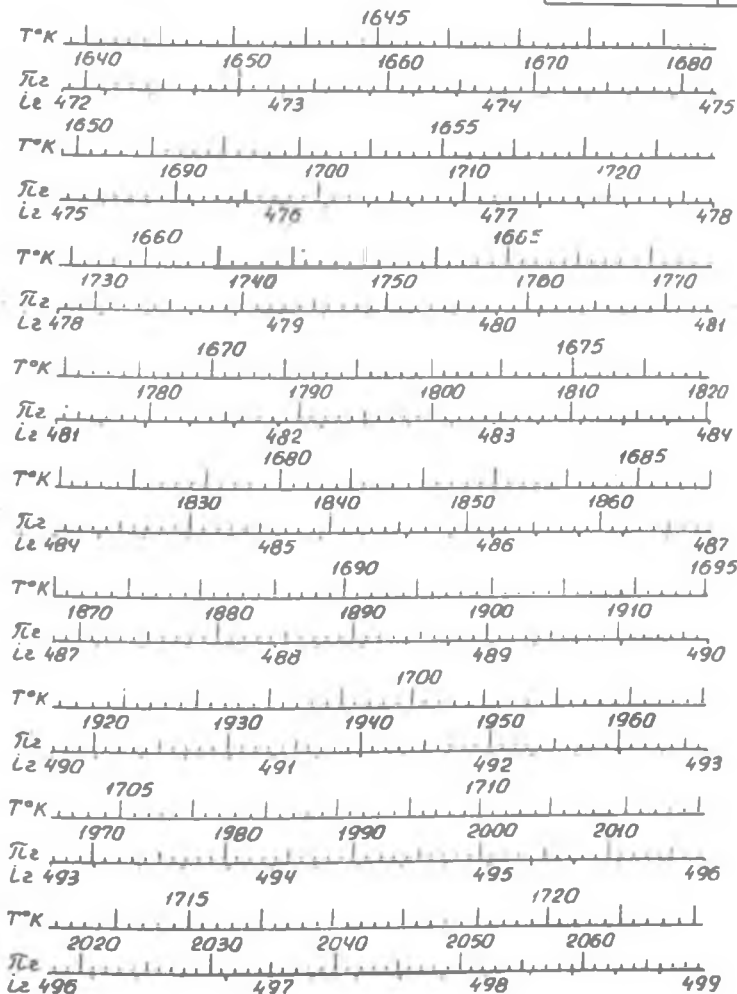
$T=1476-1558^{\circ}\text{K}$   $\alpha=1.0$



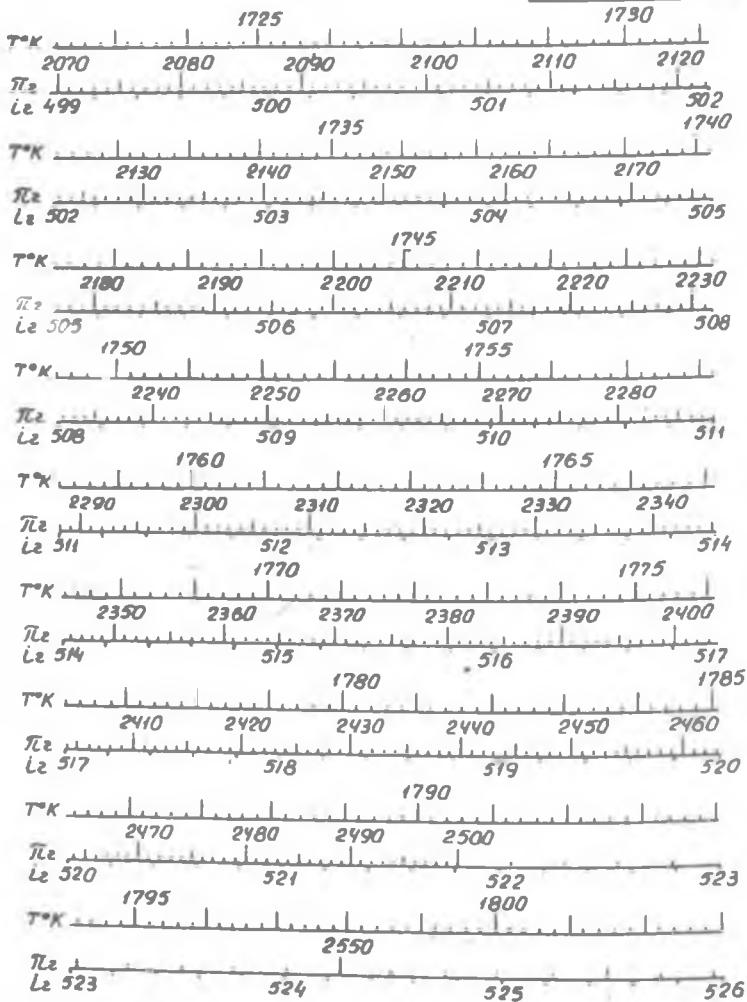
T=1559-1640°K



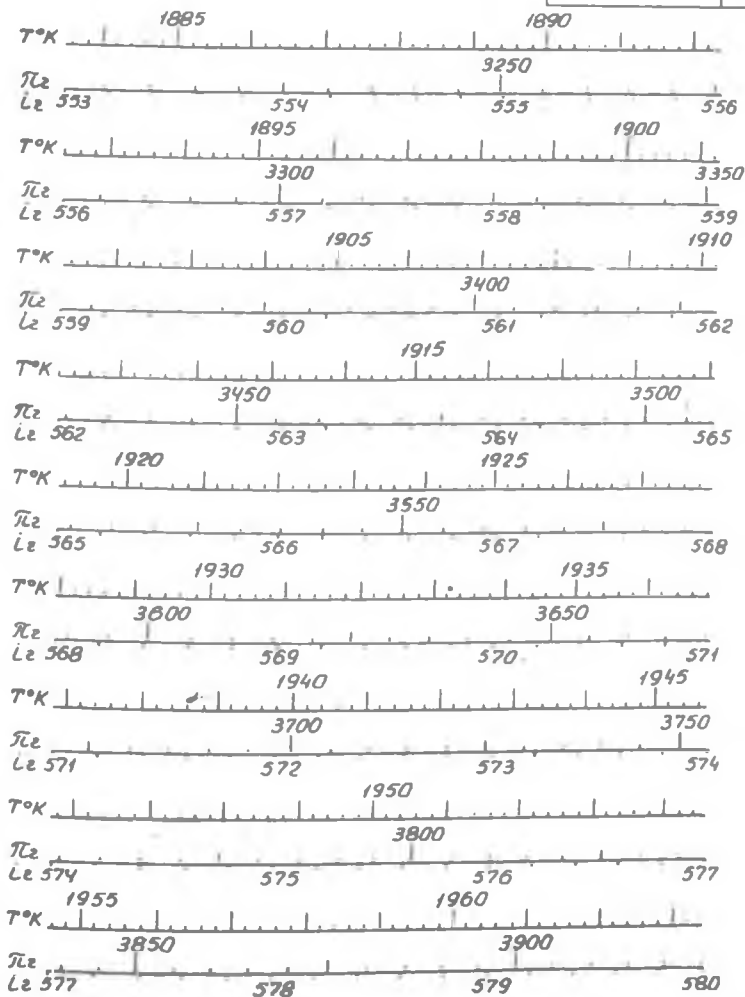
T-1641-1722°K  $\alpha=1.0$



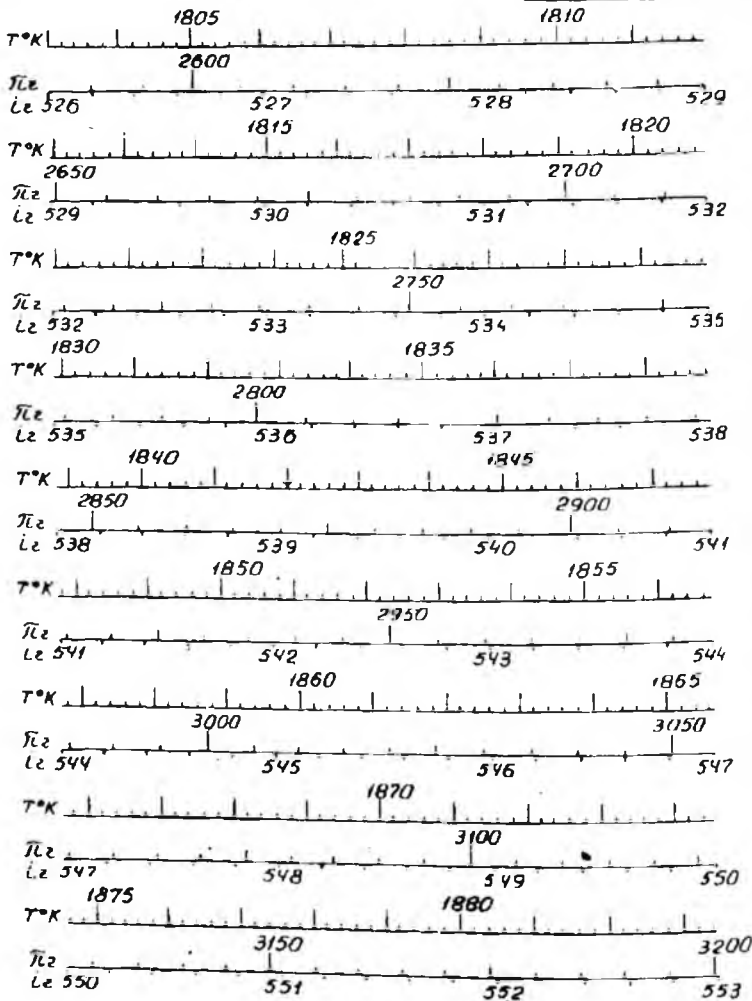
T: 1723-1803 °K α: 1.0



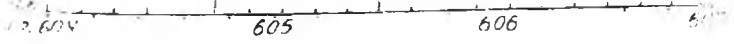
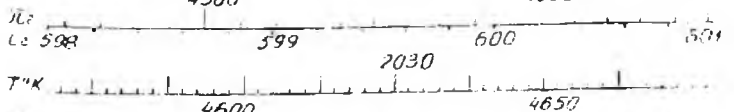
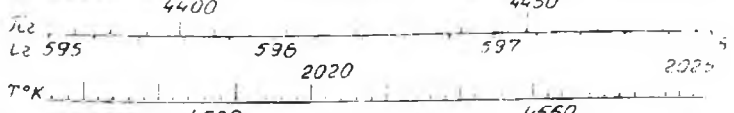
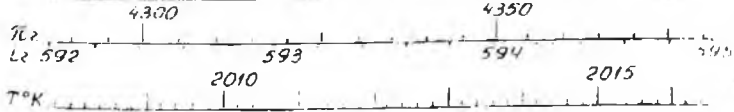
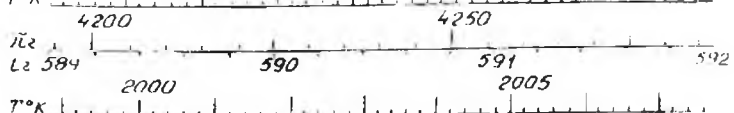
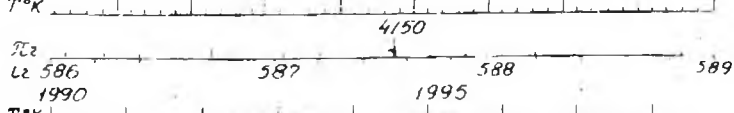
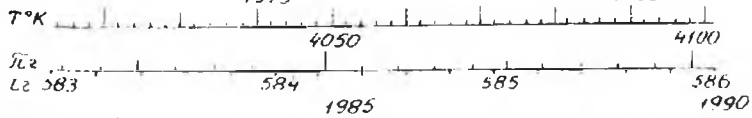
T = 1884 - 1963 °K    α = 1.0



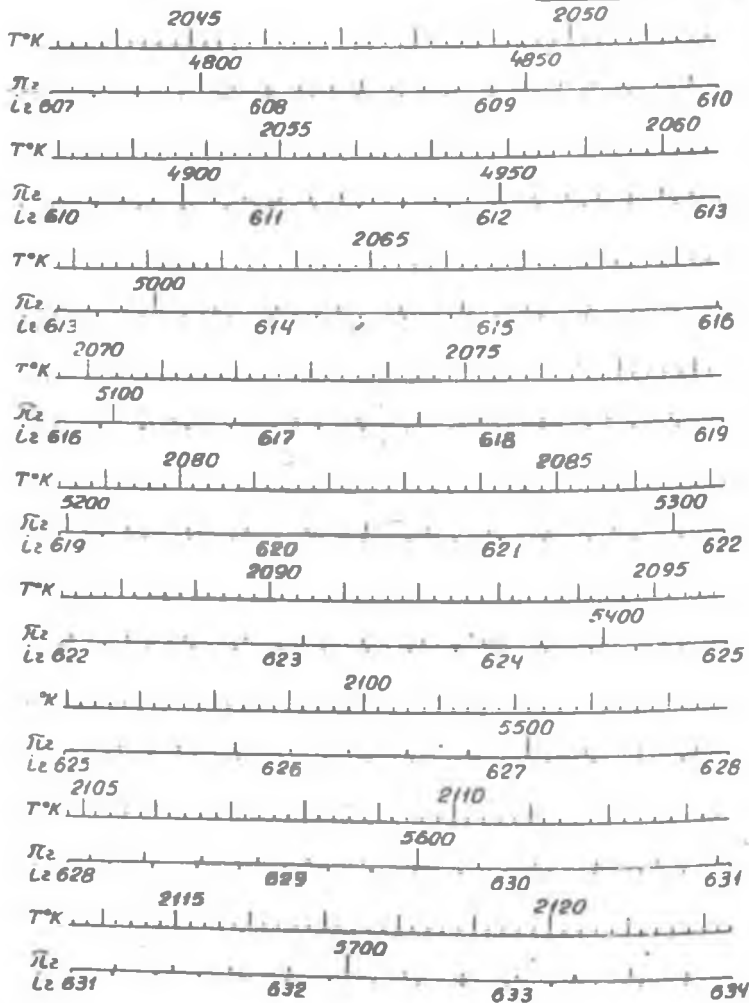
$T=1804-1883^{\circ}\text{K}$   $d=10$

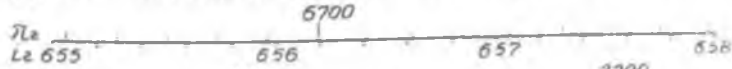
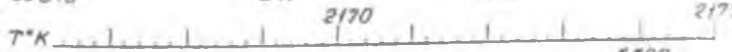
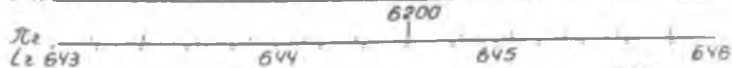
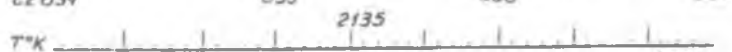


T: 1964-2043°K  $\alpha = 10$



T = 2044 2122°K d = 10



T=2123-2201°K  $\alpha=10$ 

2273°K 0.15

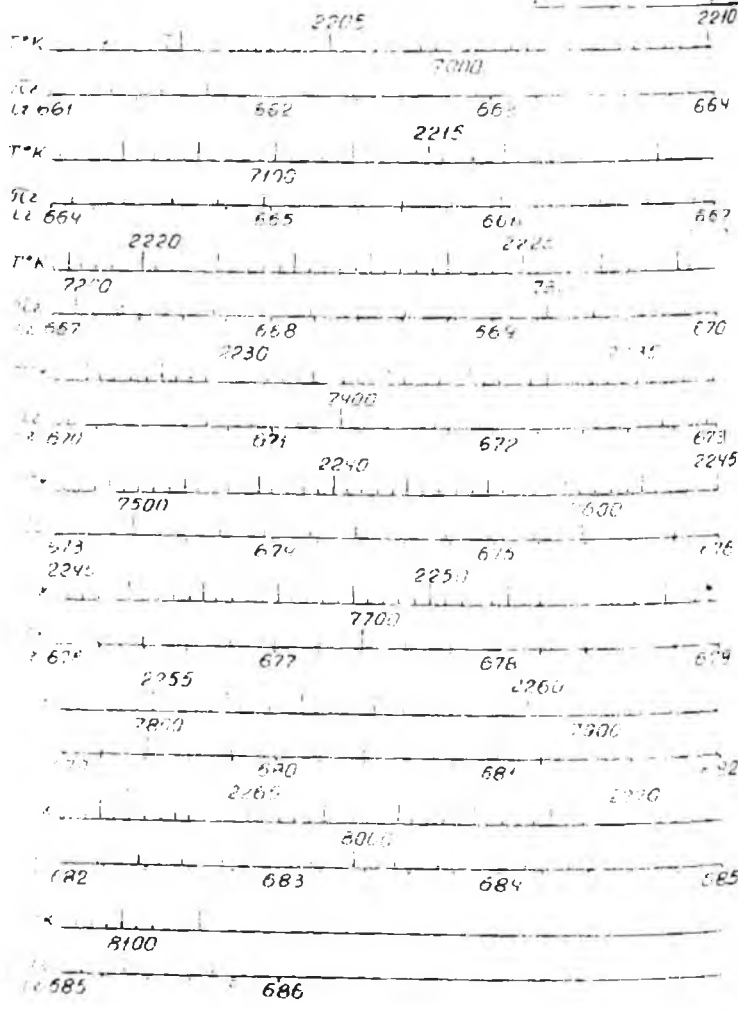
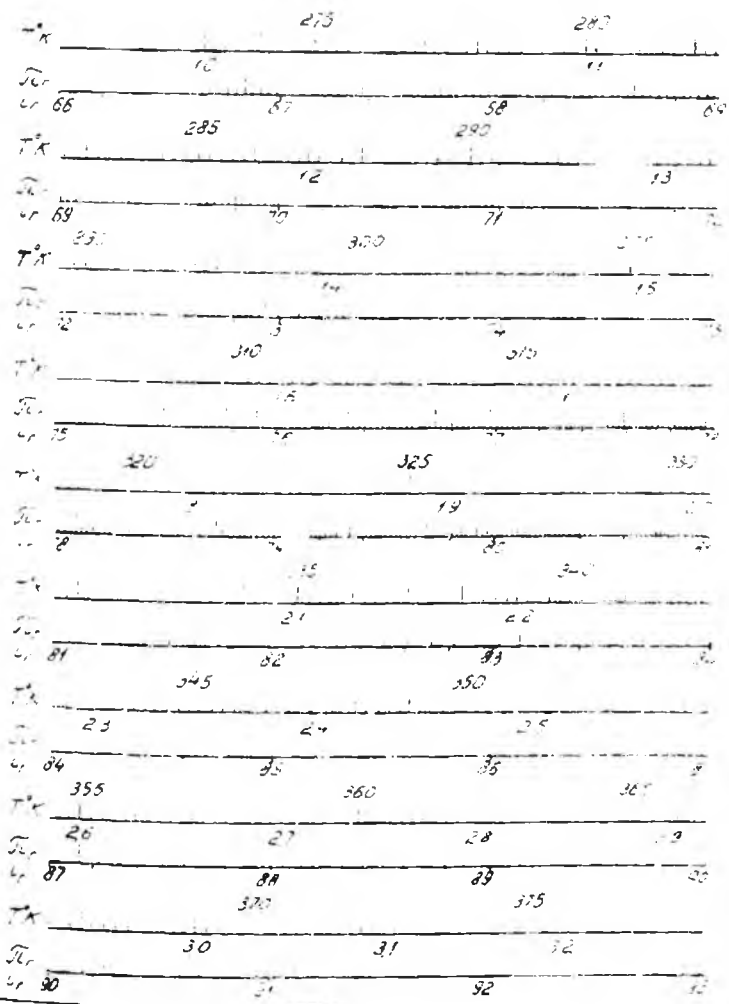


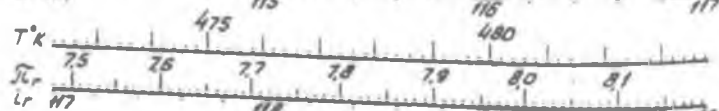
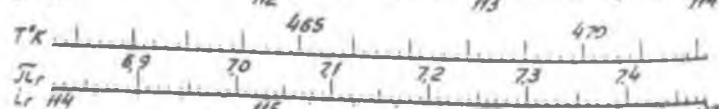
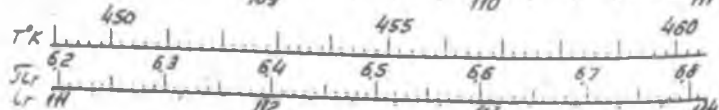
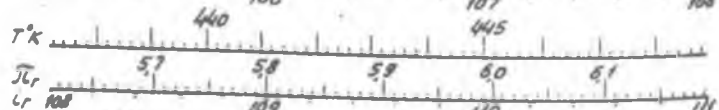
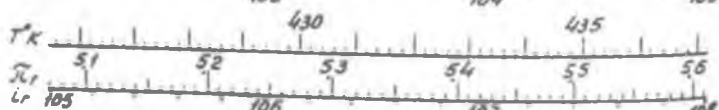
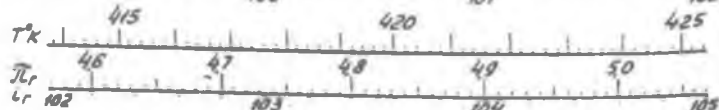
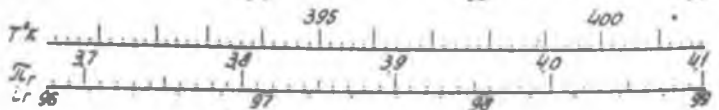
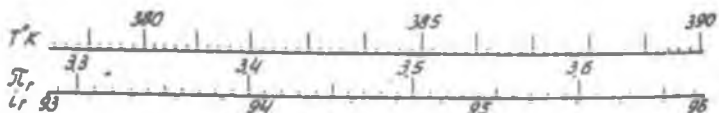
Диаграмма  $\sigma_{ij}$  - функции газа

T 273-373°K

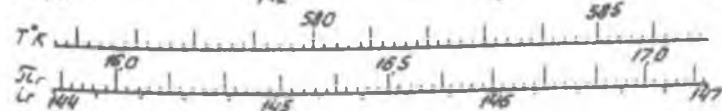
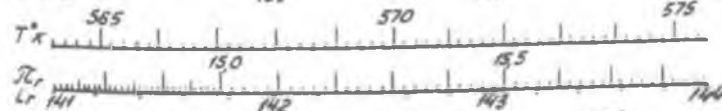
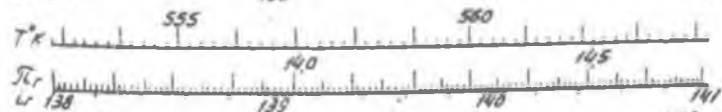
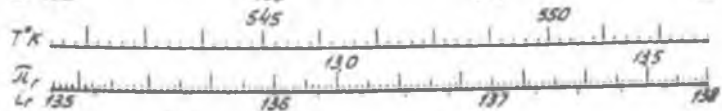
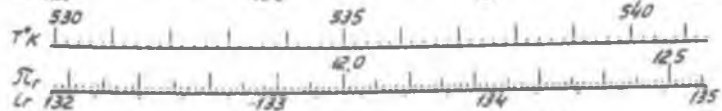
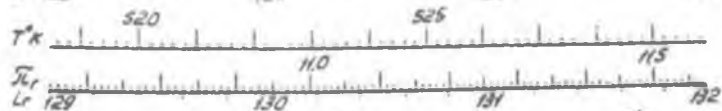
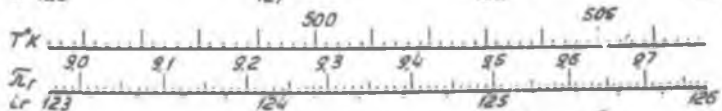
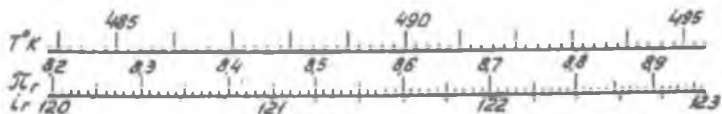
1.15



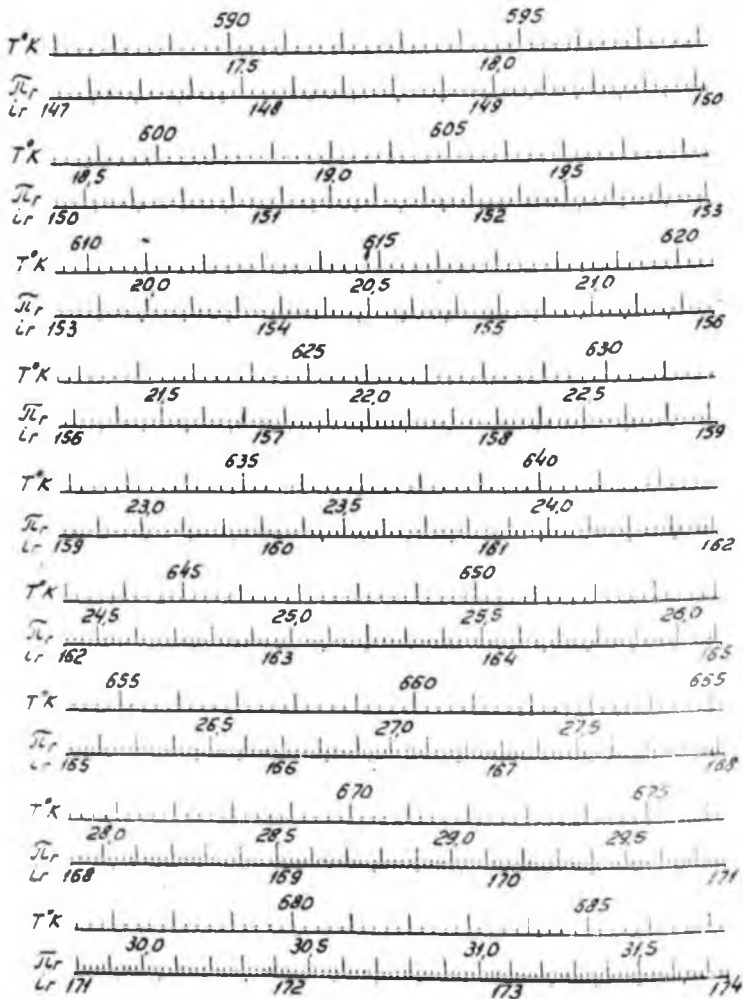
T = 379 - 483°K A.16



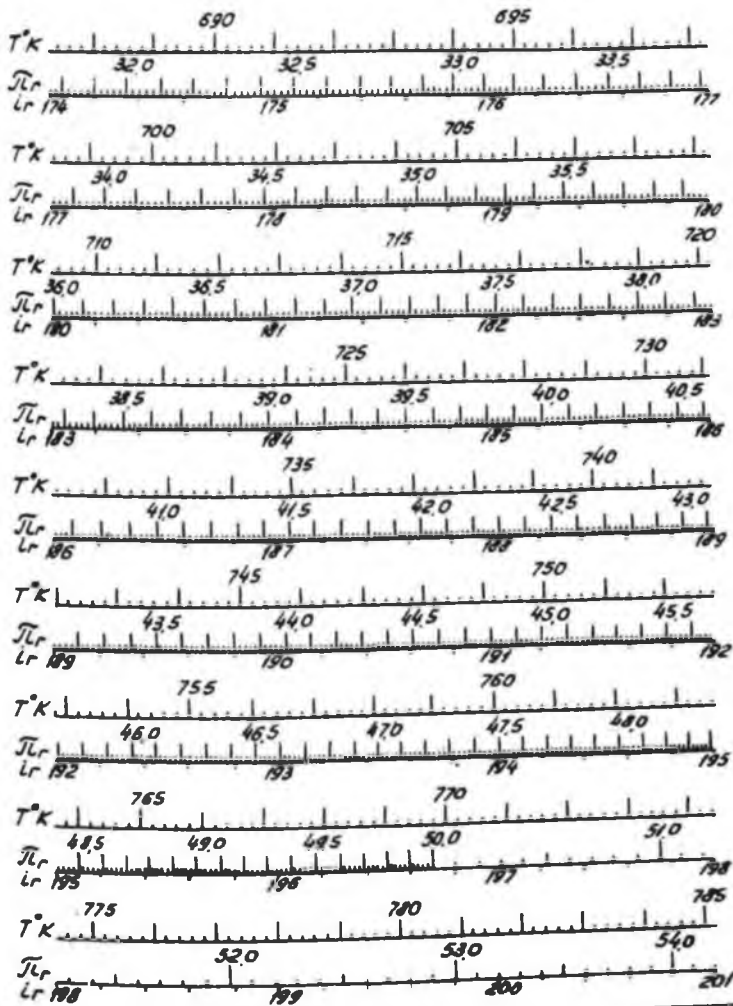
$T = 484 - 586 \text{ K}$	$d = 1.5$
---------------------------	-----------



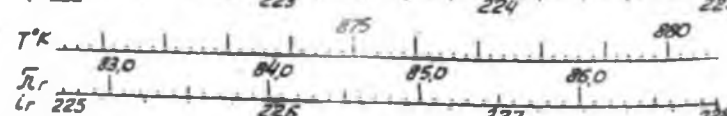
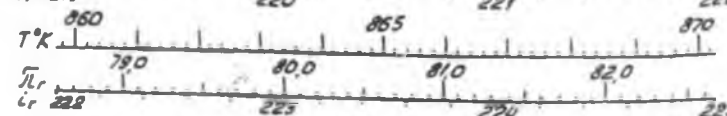
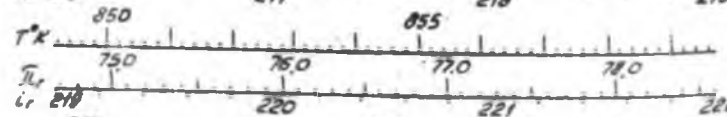
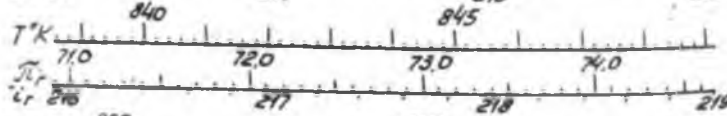
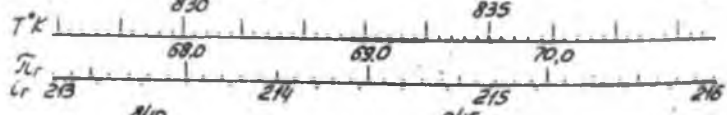
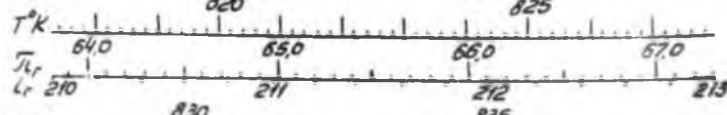
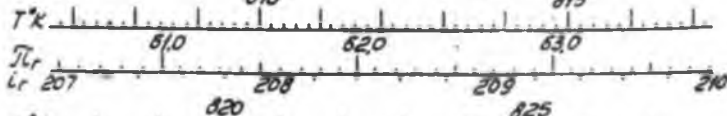
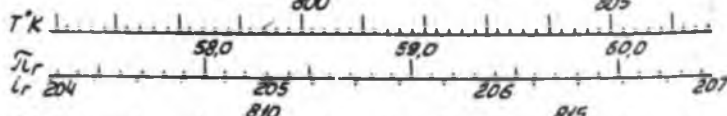
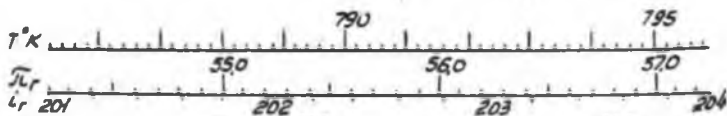
$T = 587 - 687^{\circ}K$   $\lambda = 1.5$



$T = 688 - 705^{\circ}K$   $L = 15$



T = 786 - 880 °K 6.15



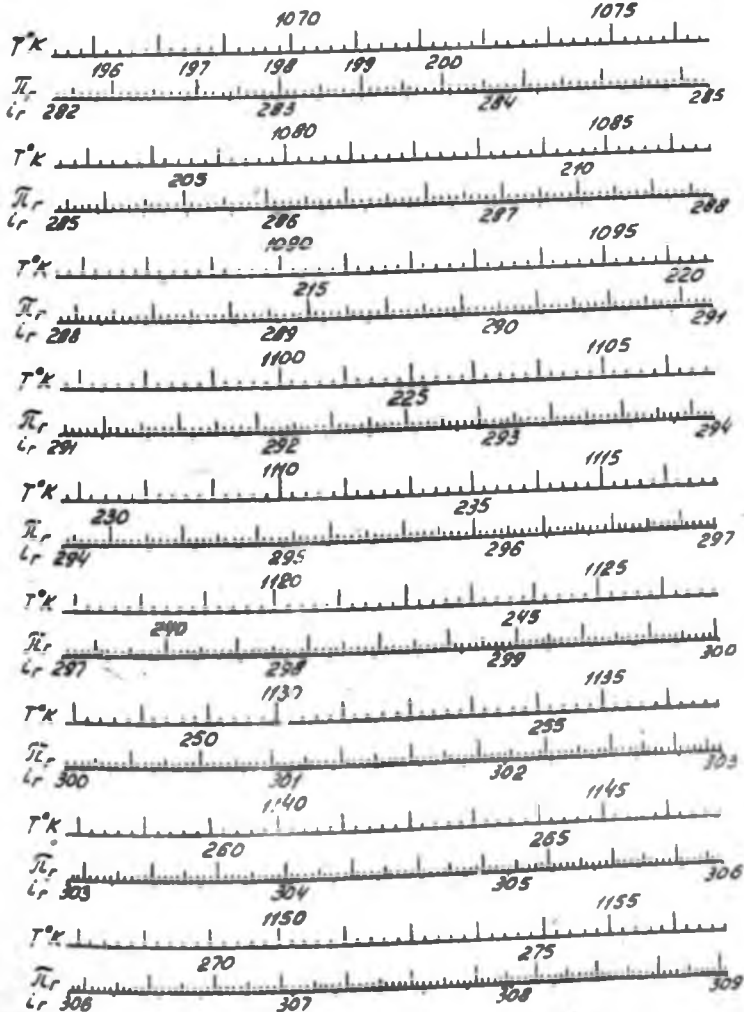
$T = 881 - 974^{\circ}K$

$\alpha = 1.5$



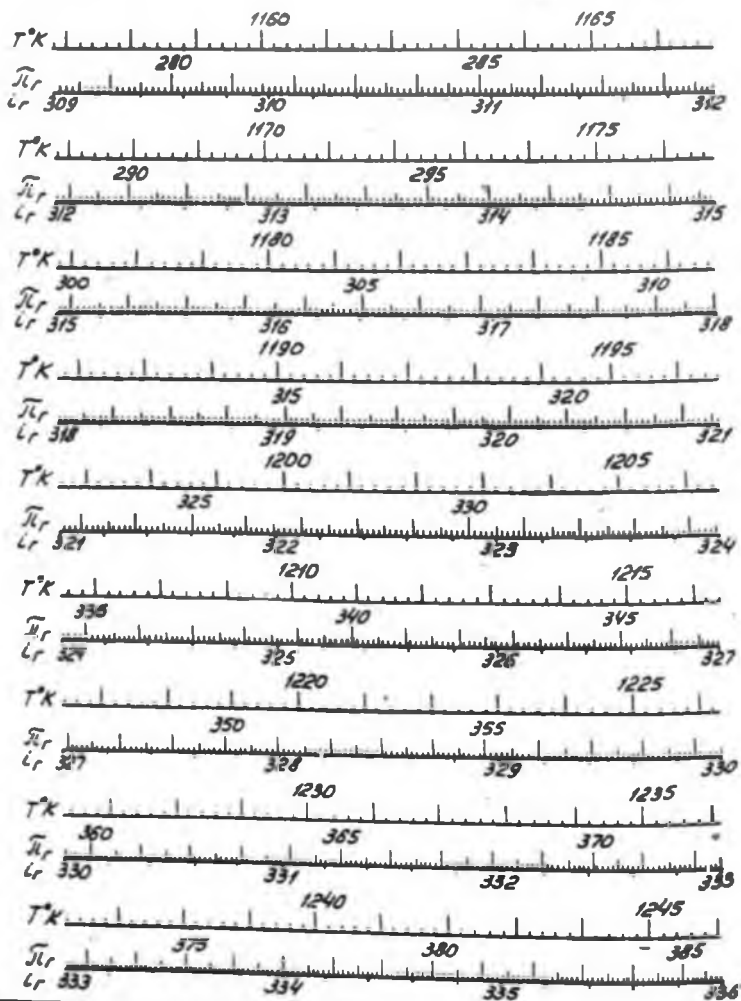


T = 1067-1156°K    d = 1.5

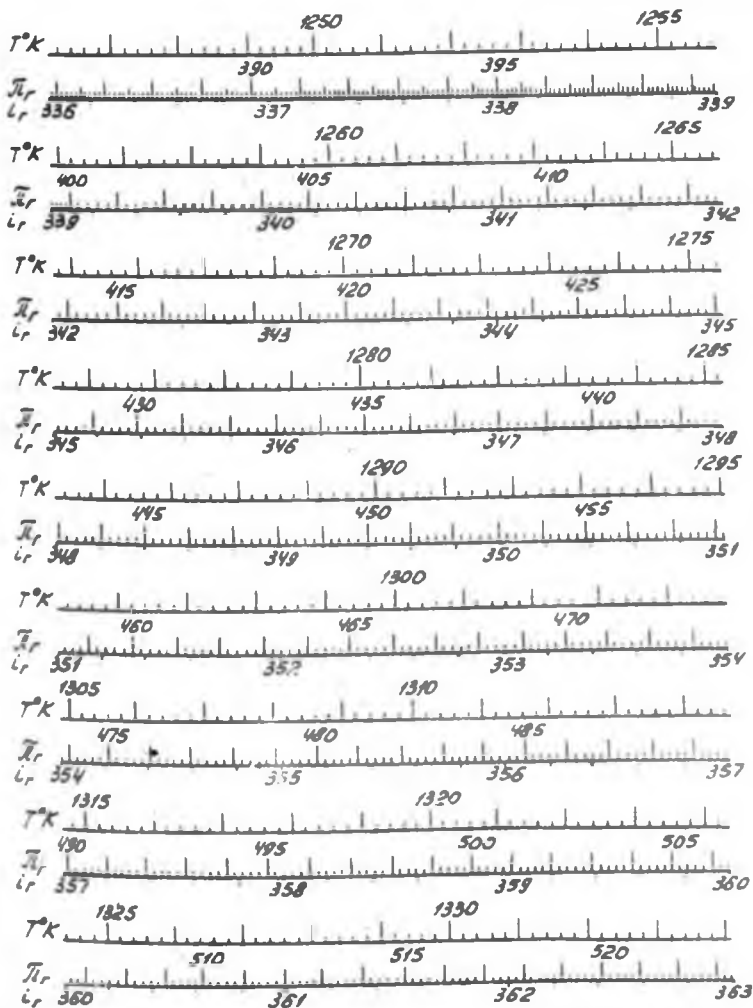


$T = 1157 - 1245^{\circ}K$

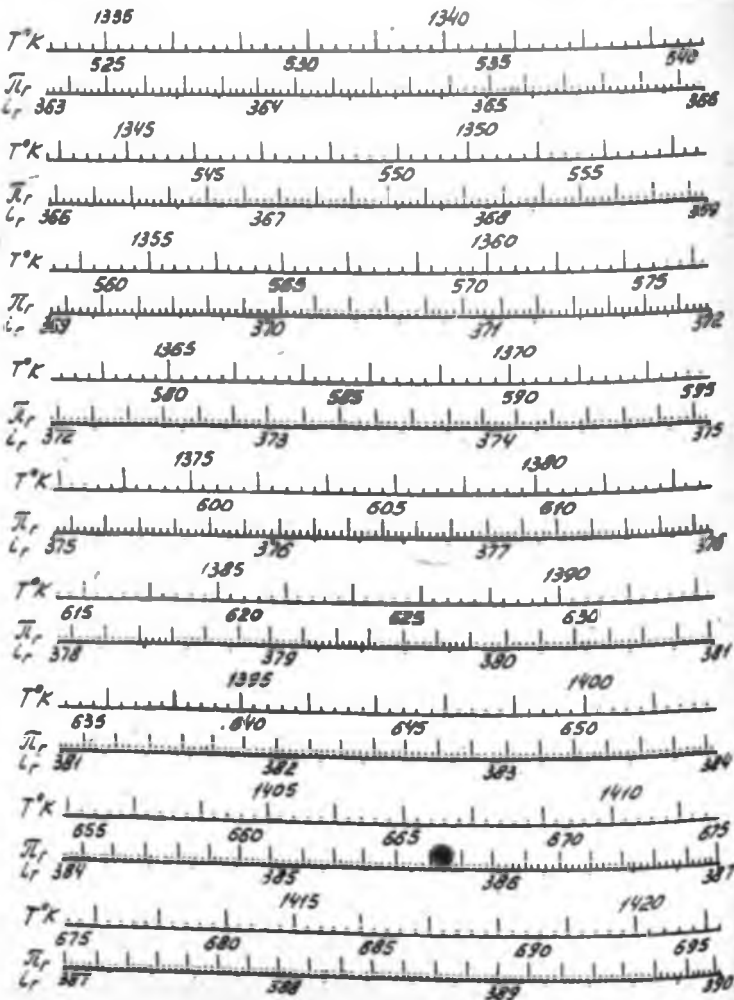
$d = 1.5$



T = 1247-1334°K

 $\alpha = 1,5$ 

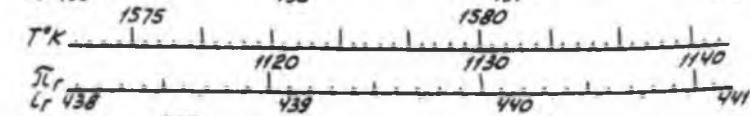
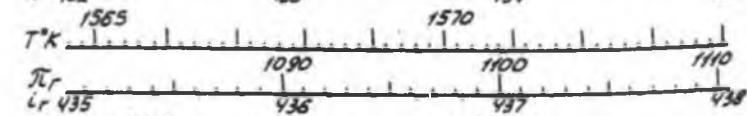
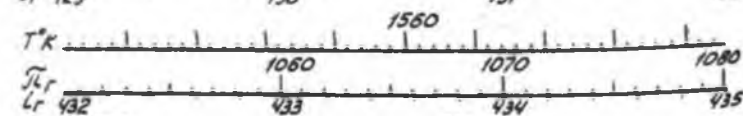
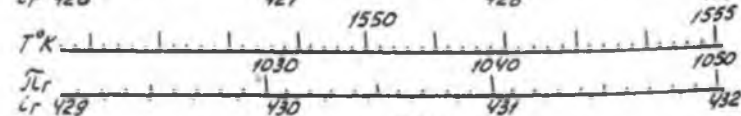
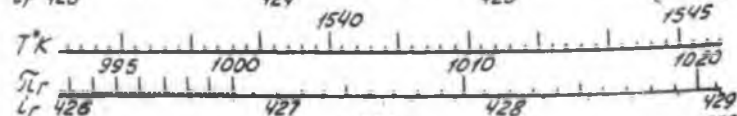
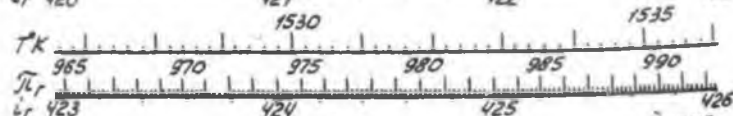
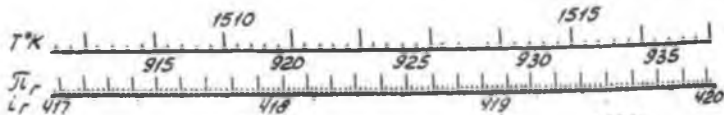
T = 1335-1421°K



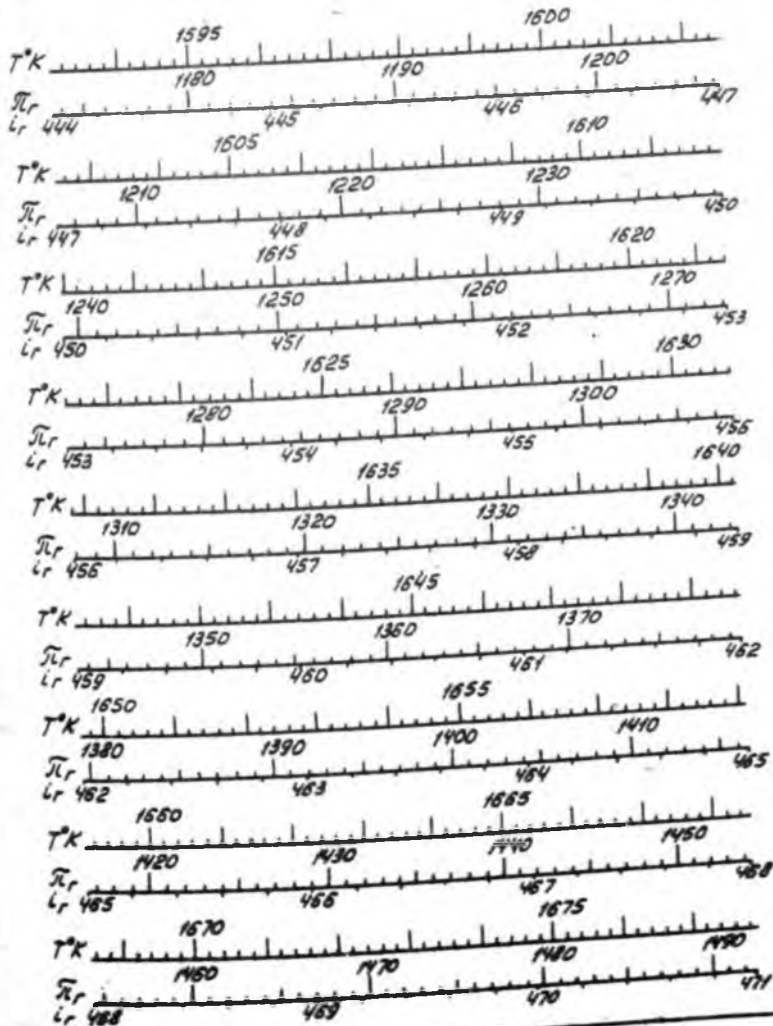
$T = 1422-1507^{\circ}\text{K}$	$d = 1.5$
---------------------------------	-----------



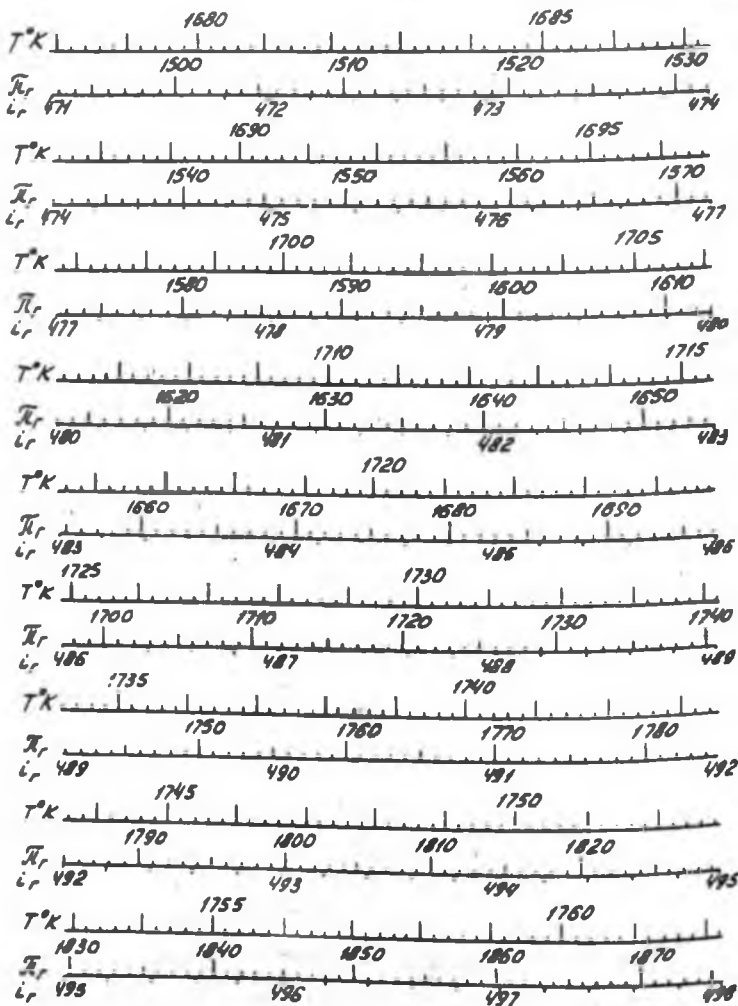
$T = 1508 - 1593^{\circ}K$   $d = 1.9$



$T = 1594 - 1677^{\circ}K$   $\alpha = 1.5$

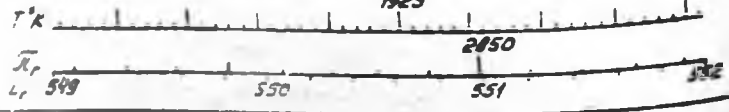
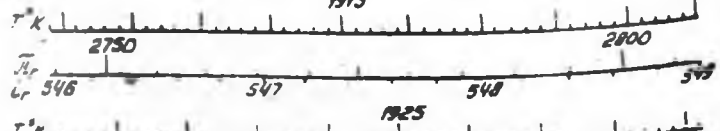
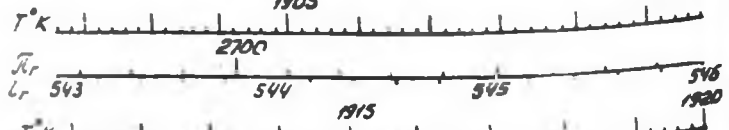
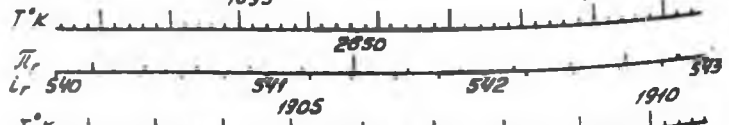
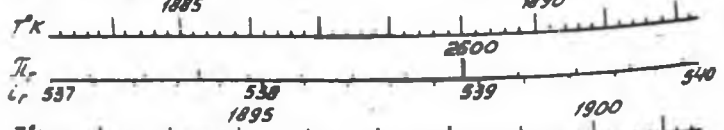
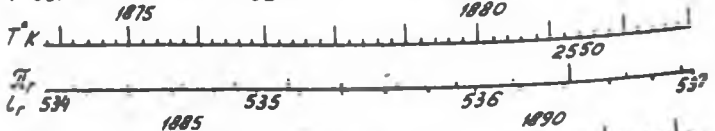
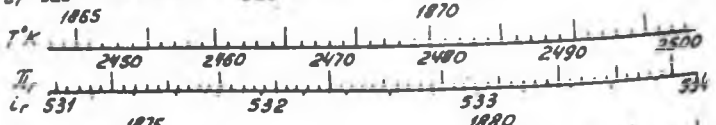
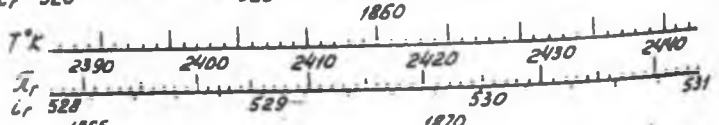
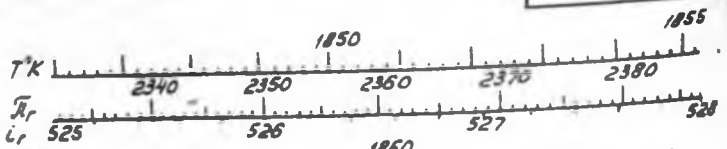


$T = 1678 - 1762^{\circ}\text{K}$   $\alpha = 11$



$T = 1763 - 1845^{\circ}K$ 
 $\alpha = 15$ 

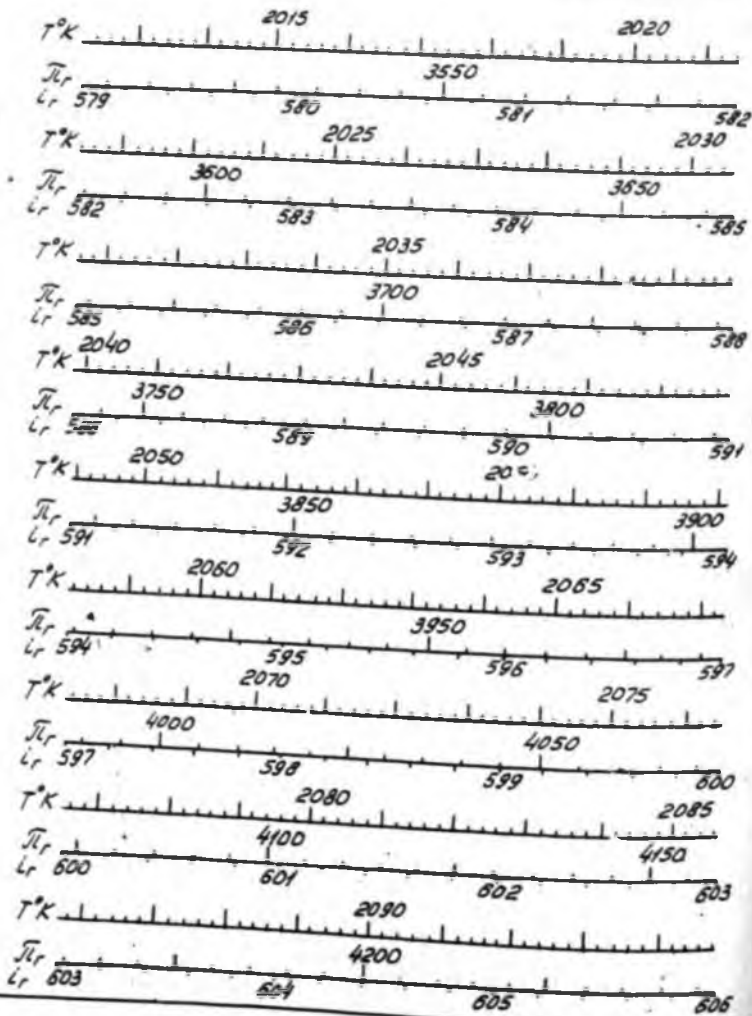

T: 1846 - 1929°K



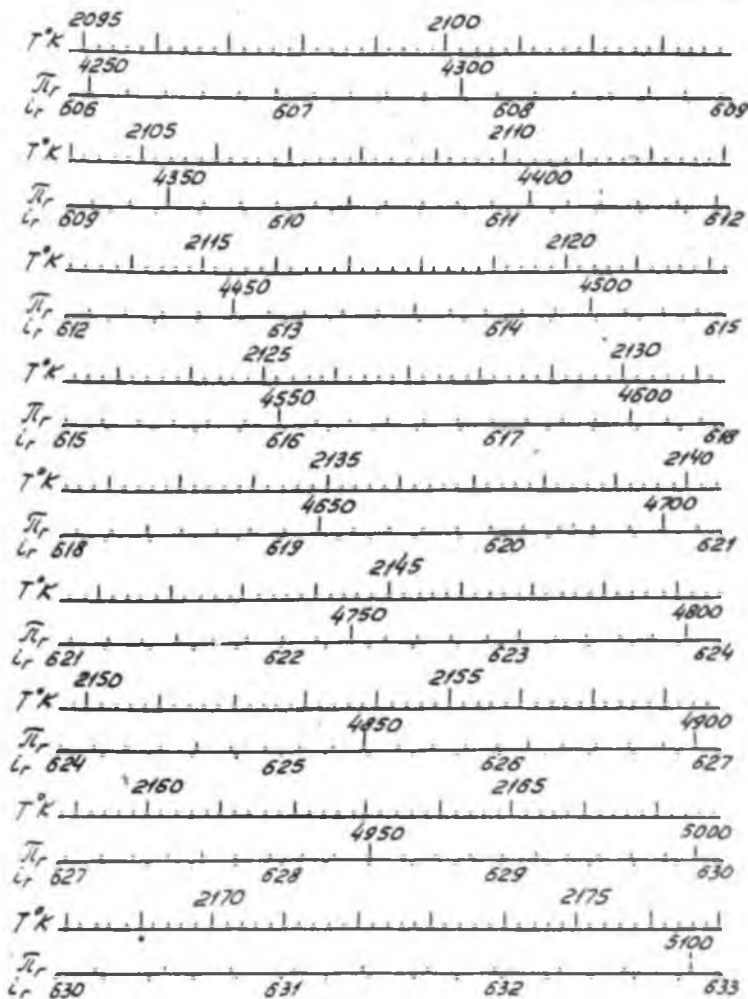
T: 1930-2012 °K    α: 1.5



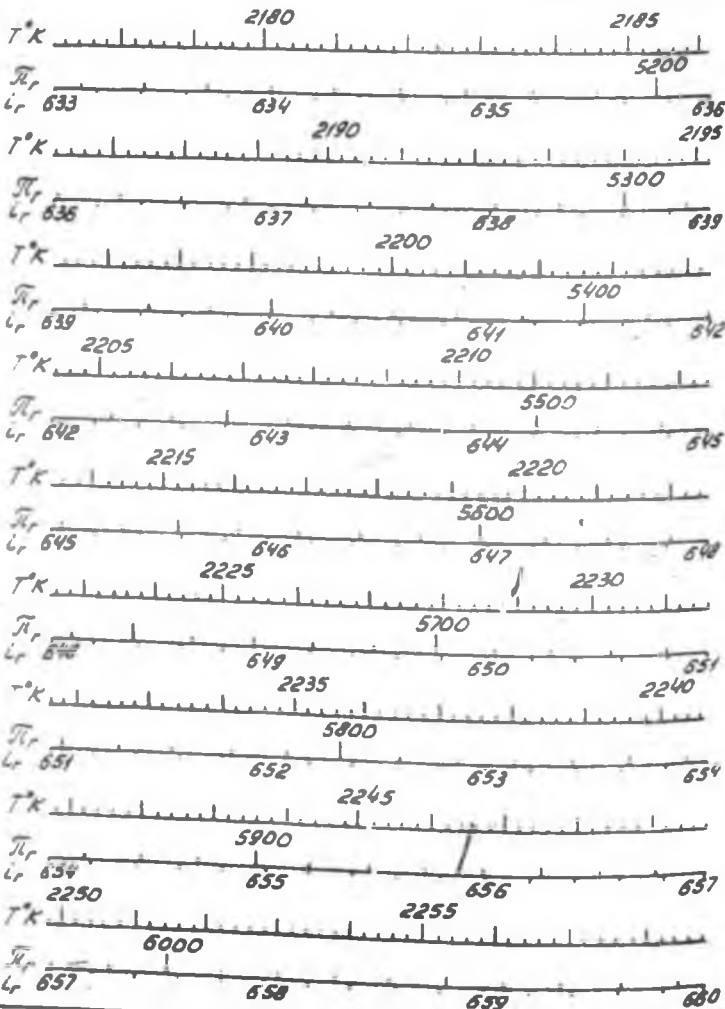
T<sub>r</sub> 2013-2094 °K    A:15



$T = 2095 - 2177^{\circ}K$   $\alpha = 1,5$



T: 2178-2258°K d:



$T = 2259 - 2273^{\circ}K$   $\alpha = 1,5$

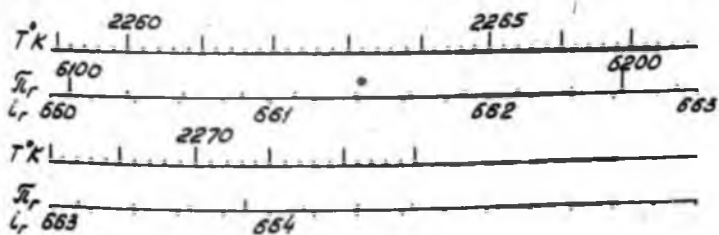
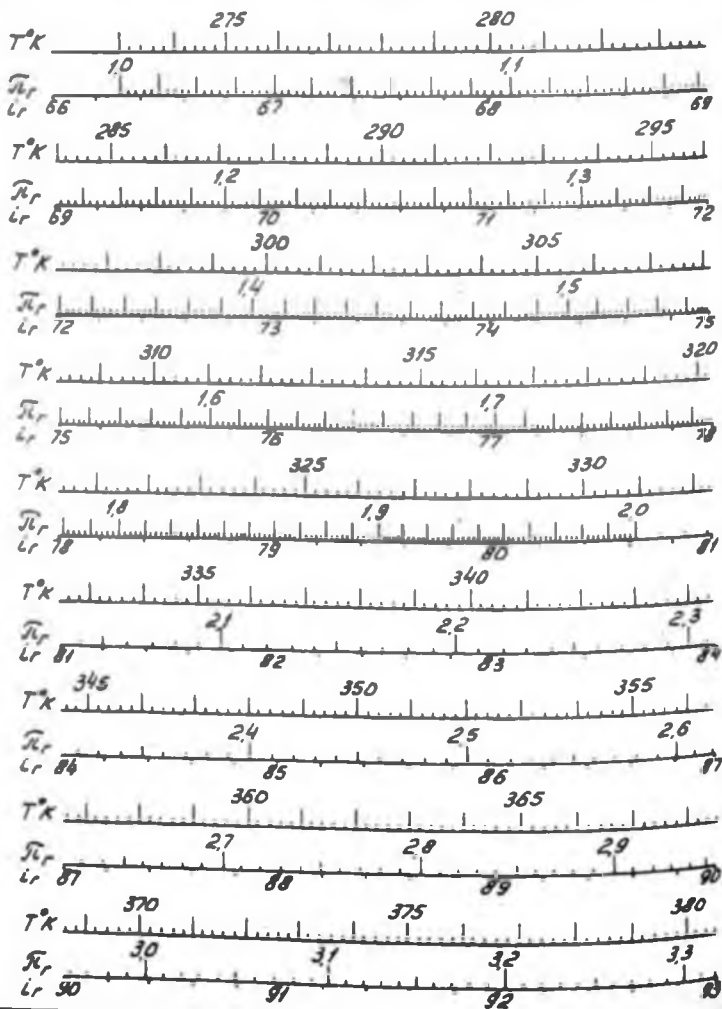


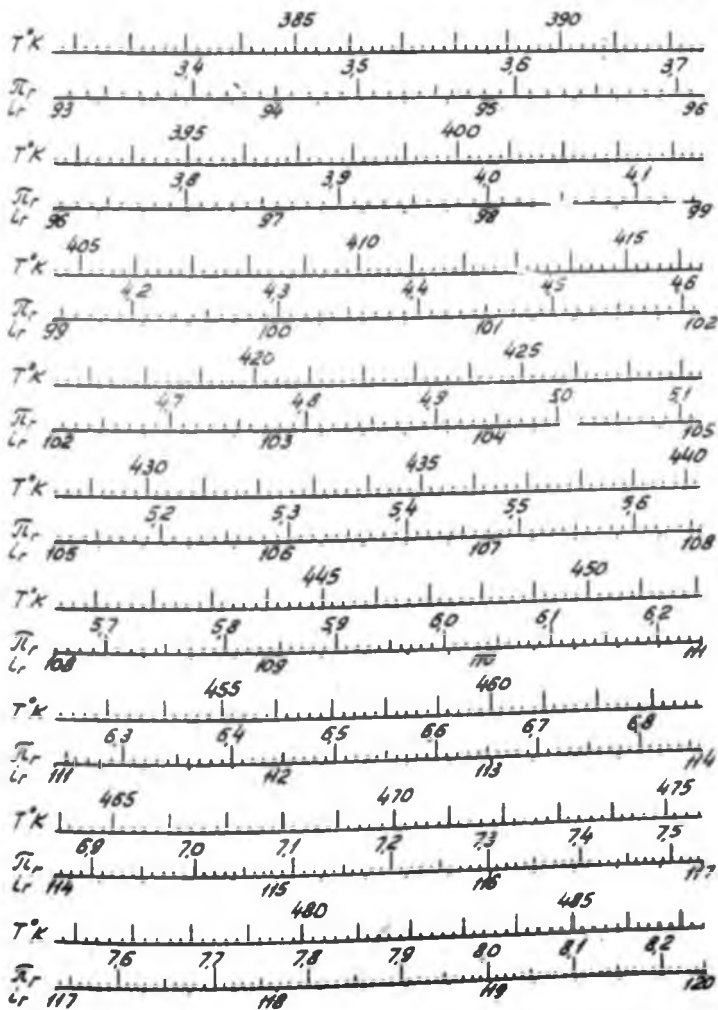
Диаграмма  $\bar{\mu}_r, \bar{L}_r$  - функций газа

$T = 273 - 380^\circ K$

д.:

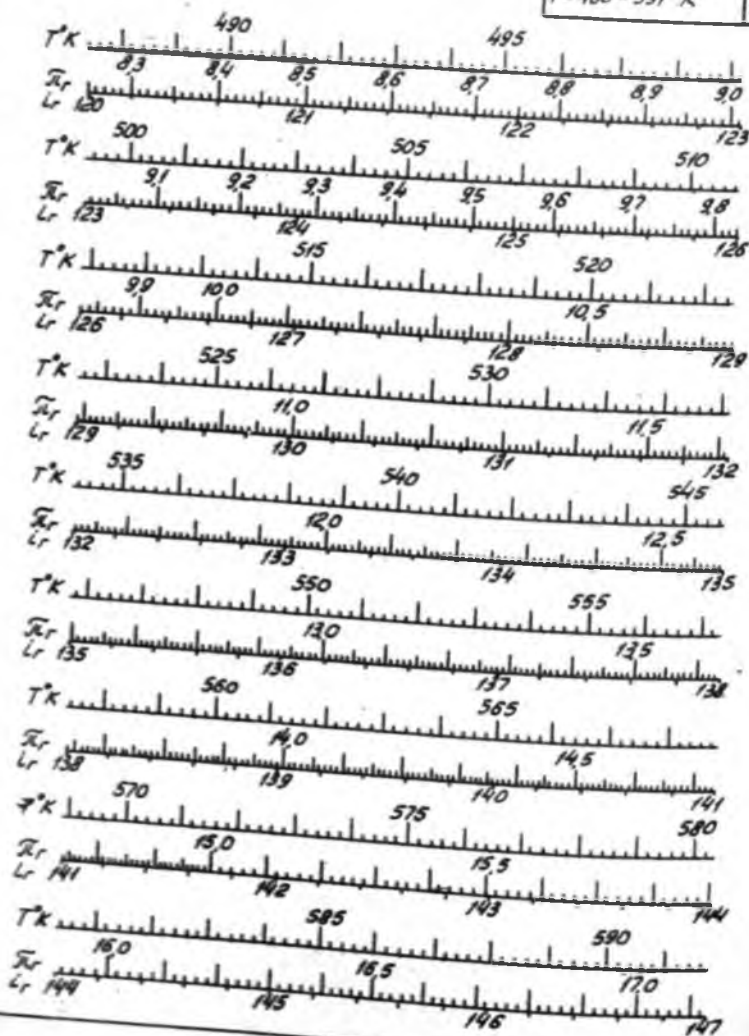


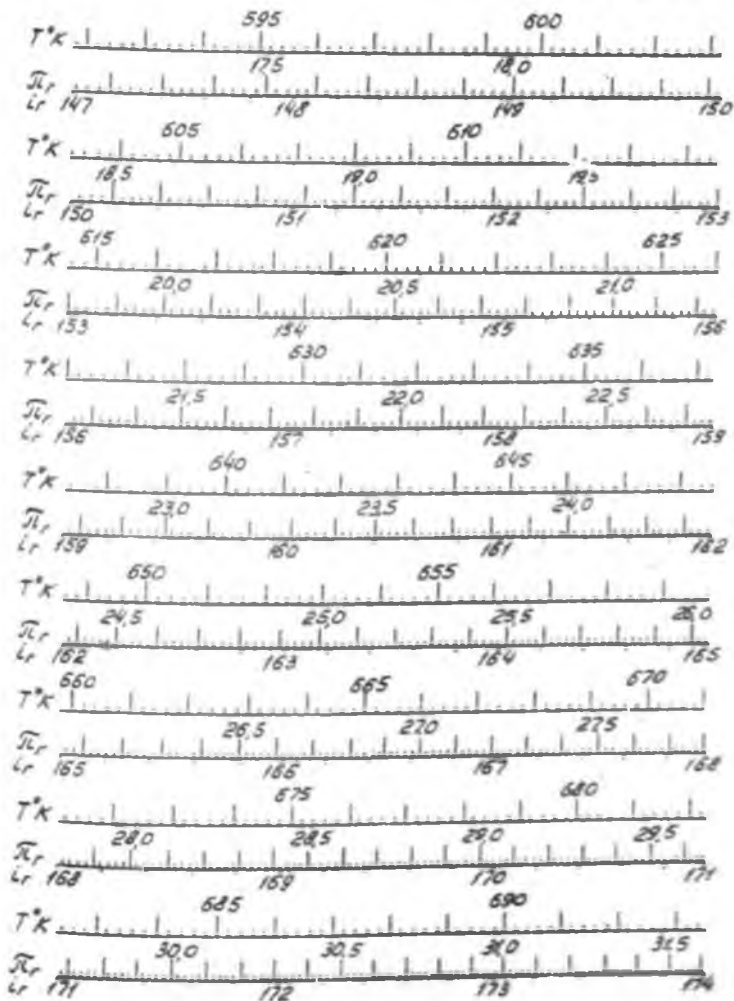
$T = 381 - 487^{\circ}K$   $\alpha = 2$



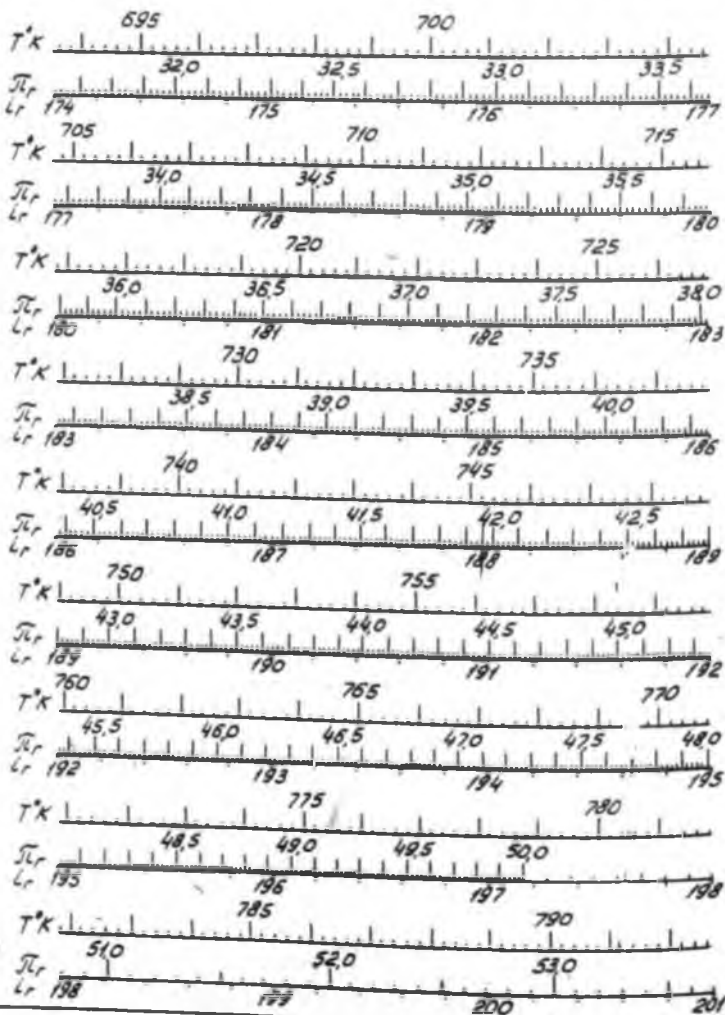
T = 488 - 591 °K

d = 2

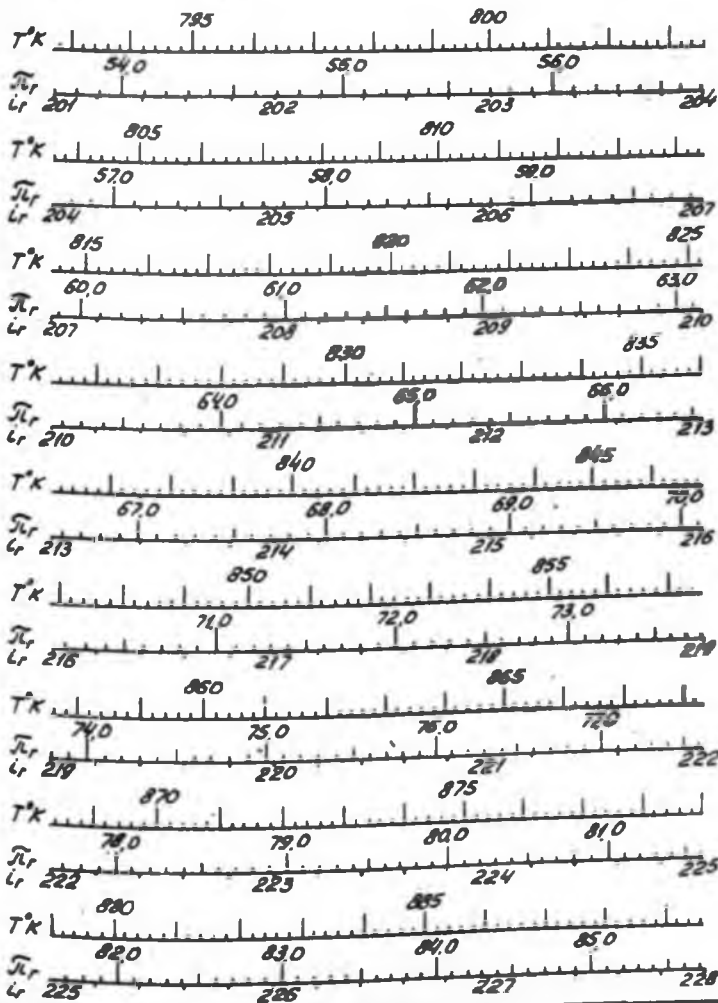


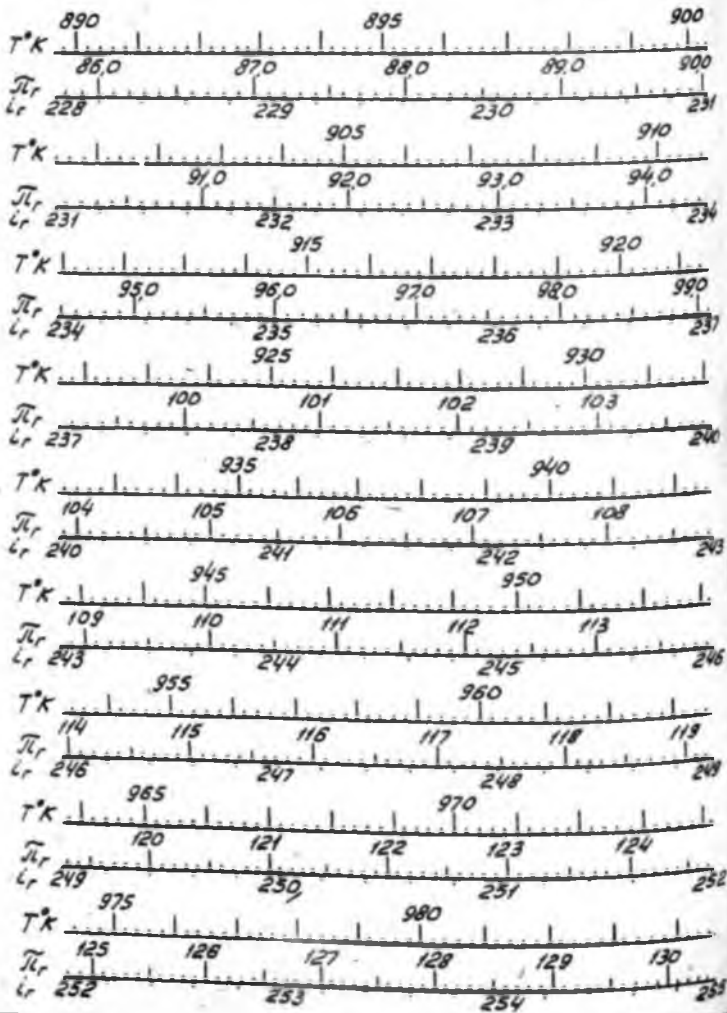
$T = 592 - 698^{\circ}\text{K}$ 
 $\alpha = 2$ 


$T = 894 - 792^{\circ}K$   $d = 2$

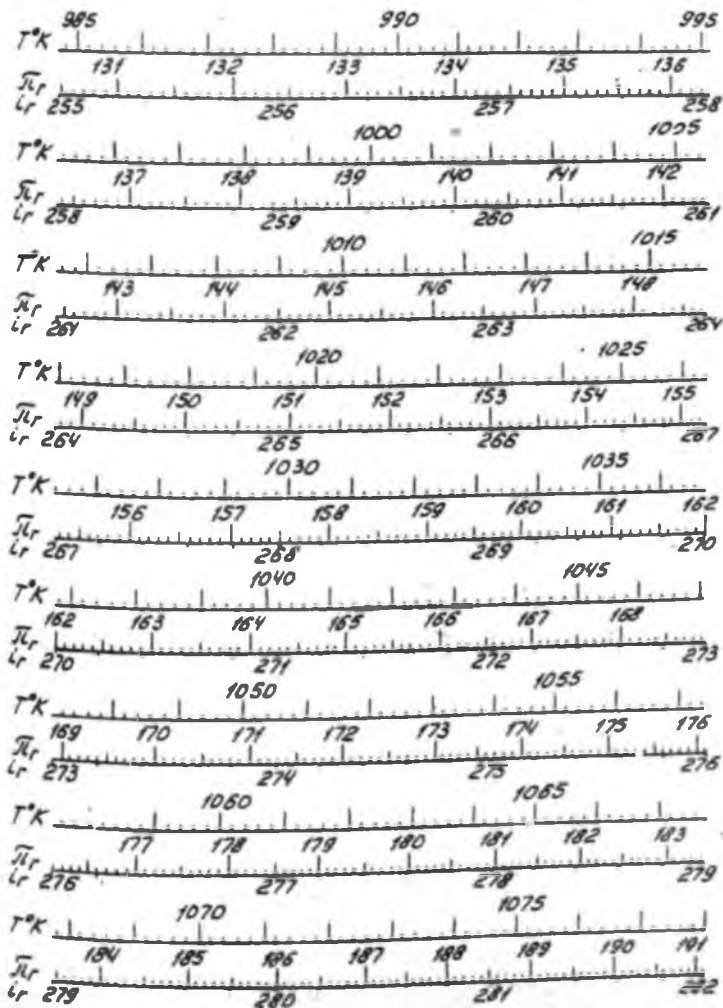


T = 793 - 889° K    α = 2



$T = 890 - 304^\circ K$ 


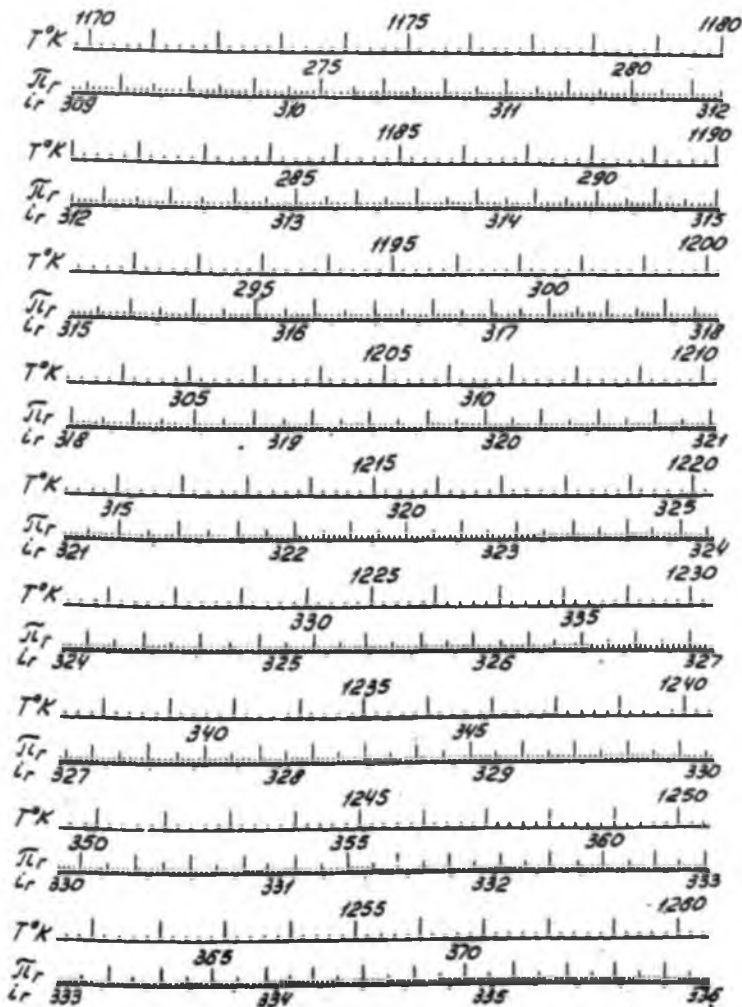
$T = 985 - 1078^{\circ}K$   $\alpha = 2$



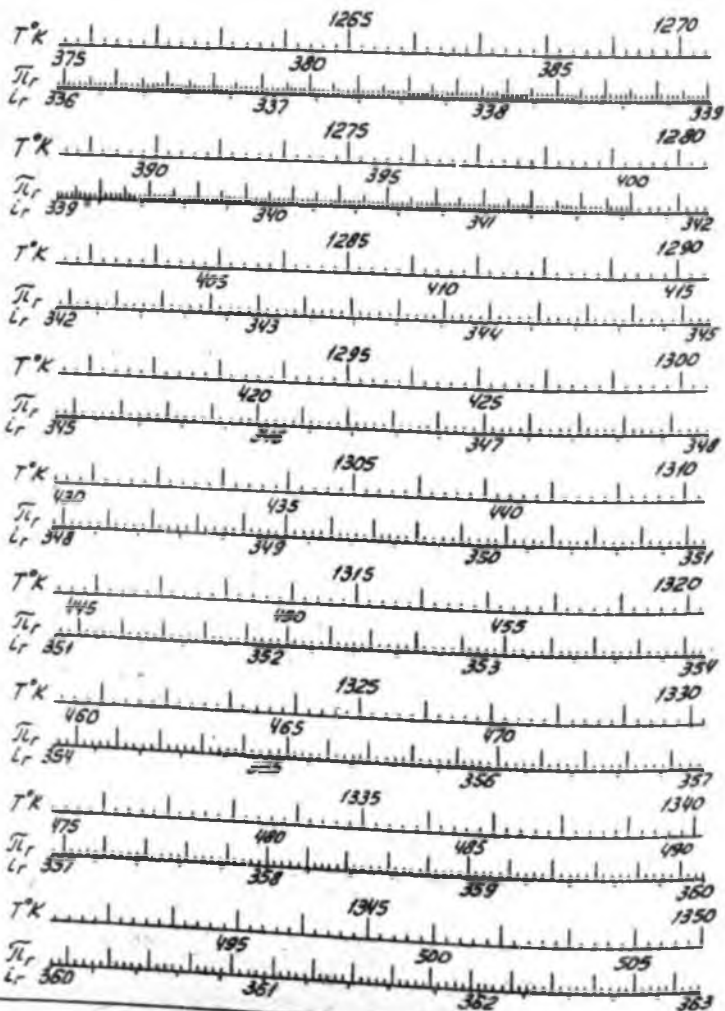
$T = 1078 - 1169^{\circ}\text{K}$   $\alpha = 2$



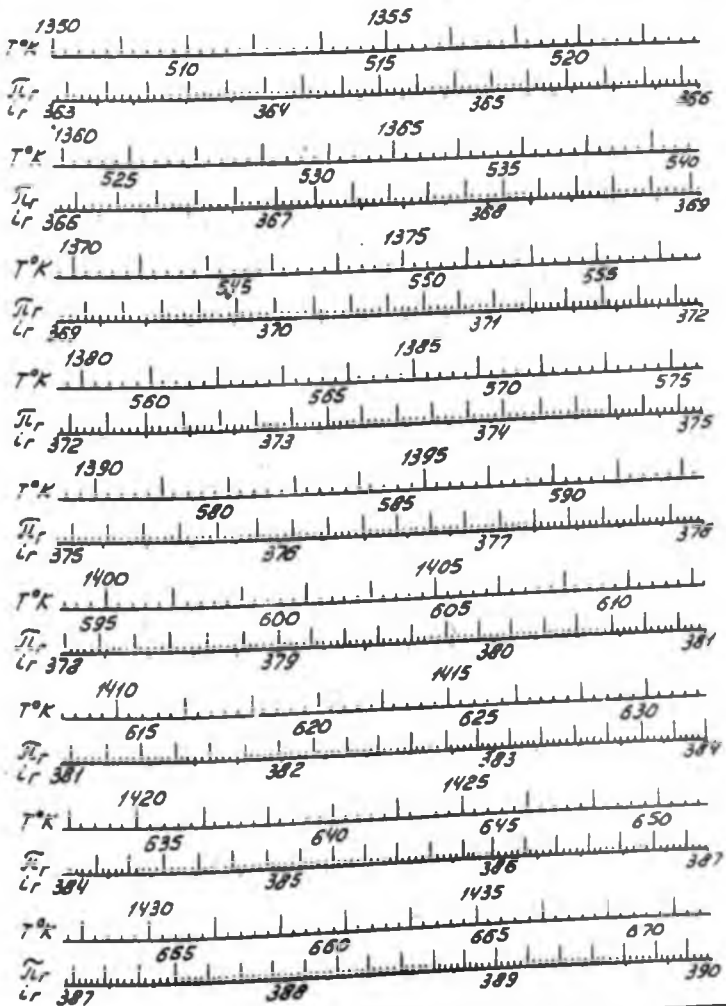
$T=1170-1260^{\circ}K$	$d=2$
------------------------	-------



$T = 1261 - 1350^{\circ}K$	$k = 2$
----------------------------	---------

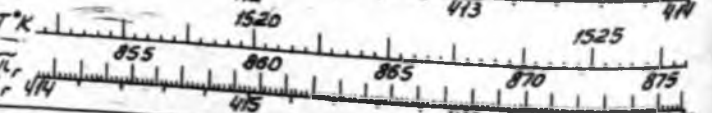
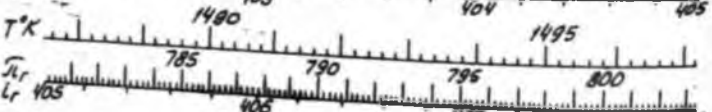
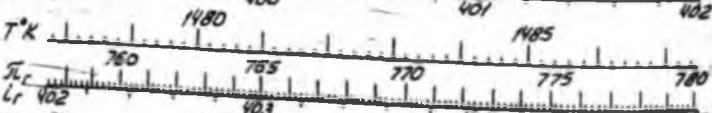
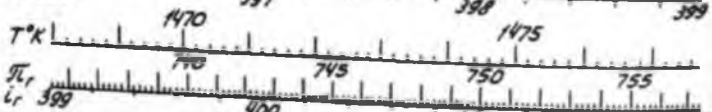
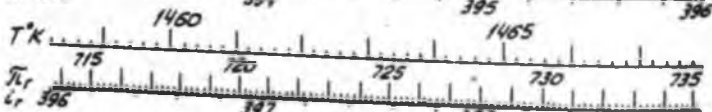
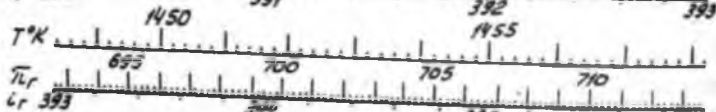
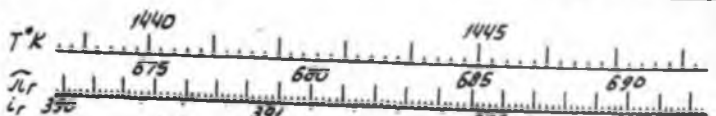


T = 1350 - 1438 °K    α = 2



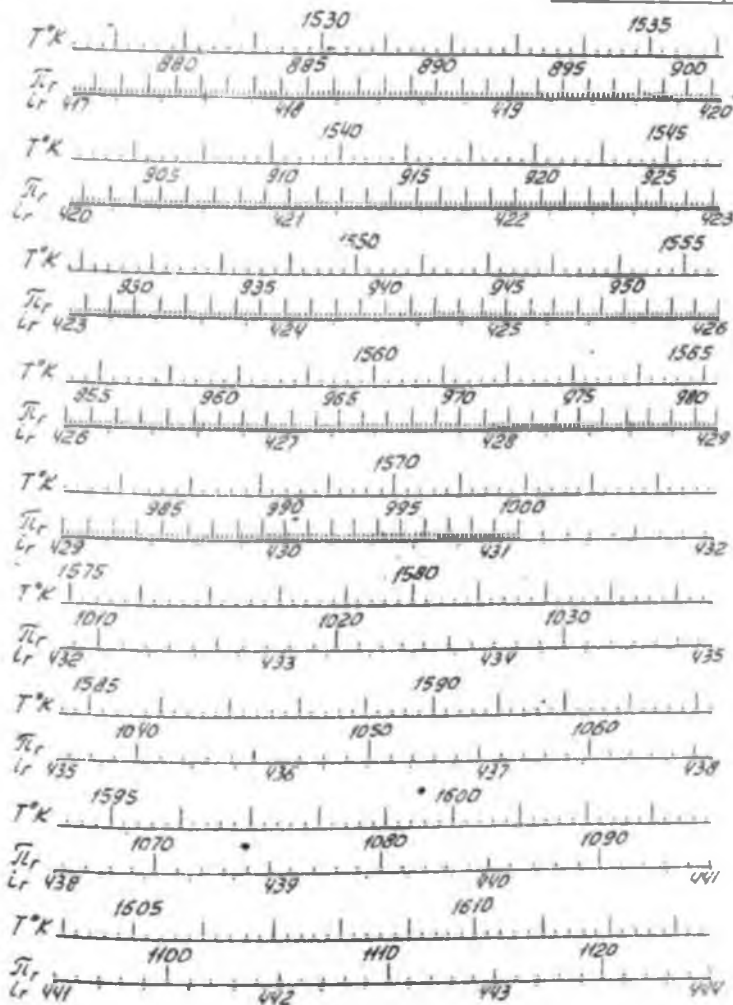
T = 1439 - 1526 °K

d. 2

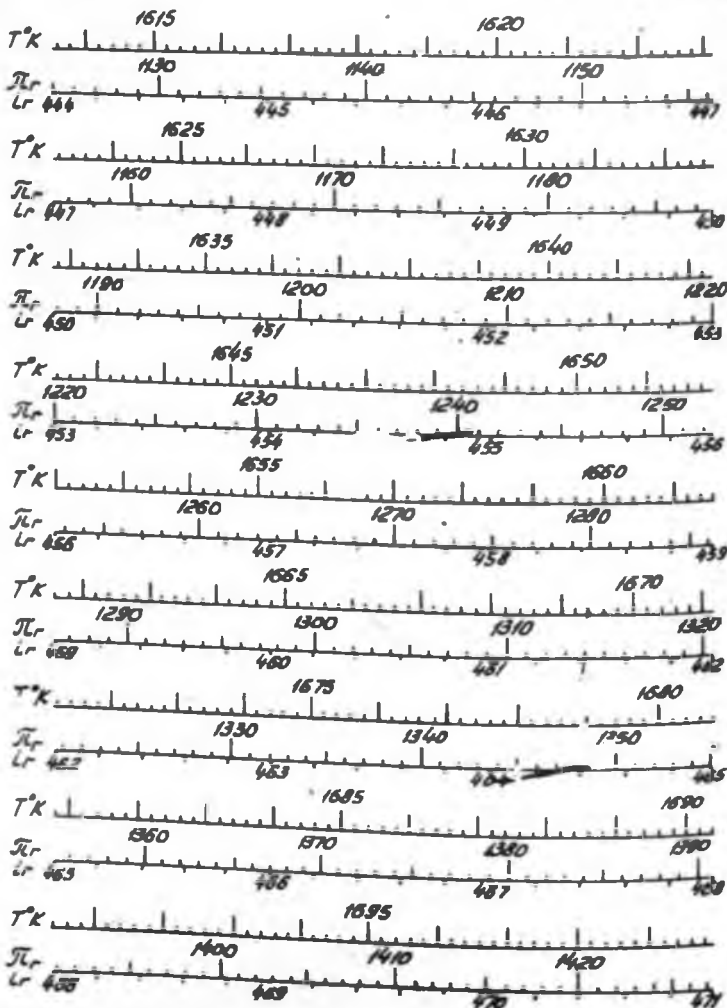


T = 1527 - 1613°K

d = 2



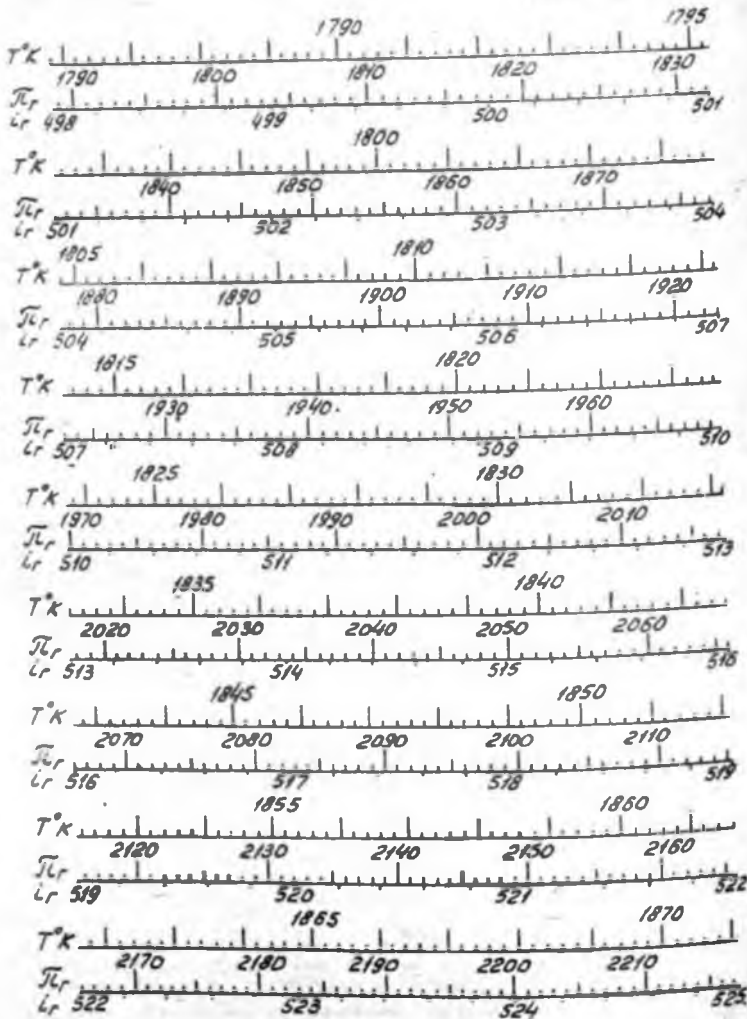
T=1614-1699°K d=2



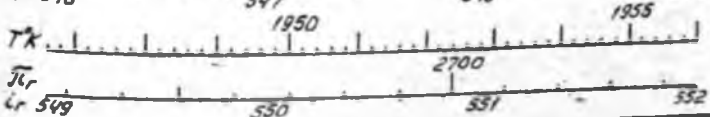
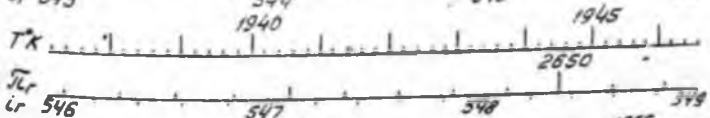
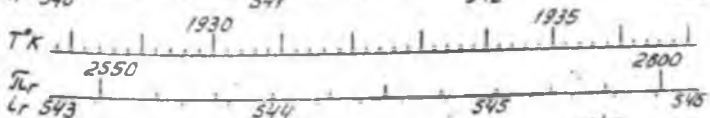
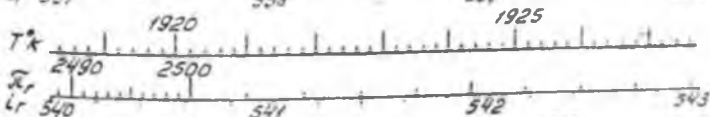
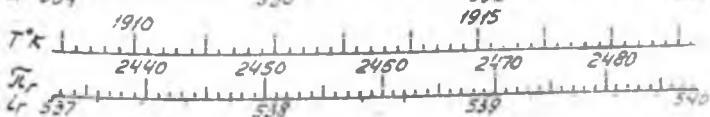
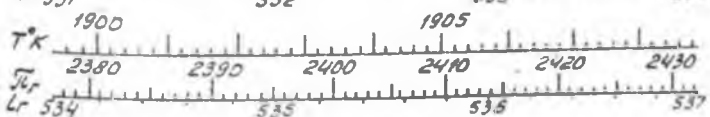
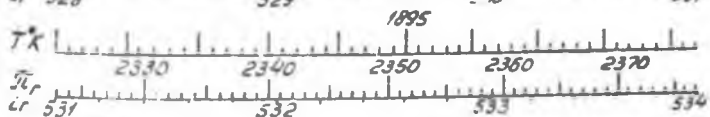
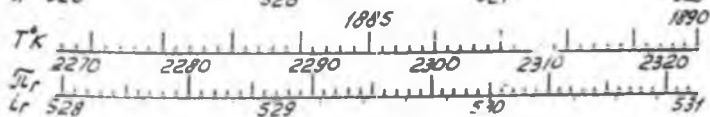
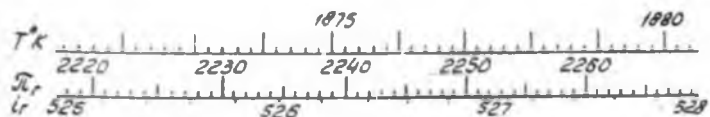
$T = 1700 - 1785^{\circ}K$   $d = 2$



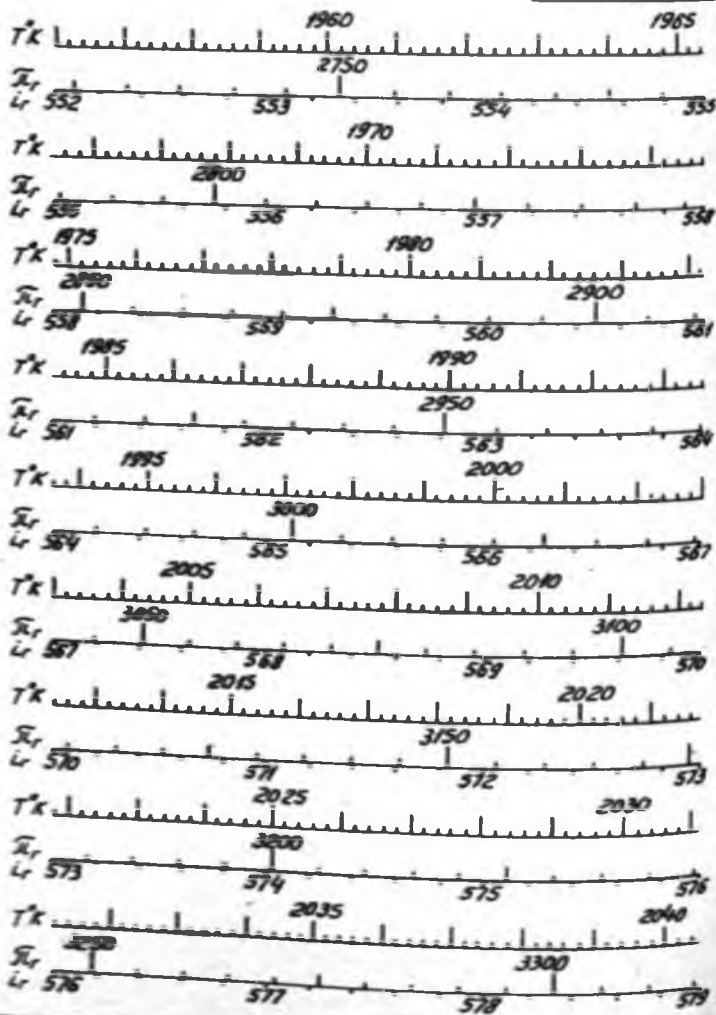
$T=1786-1871^{\circ}K$   $d=2$



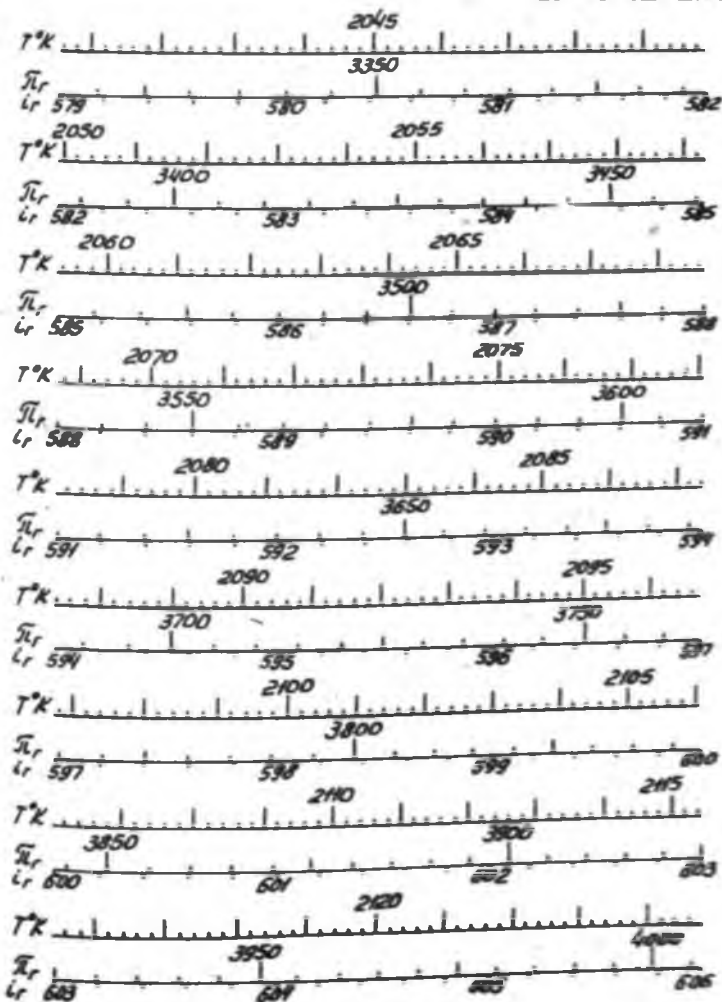
$T = 1872 - 1956^{\circ}K$   $\alpha = 2$



$T = 1956 - 2040^{\circ}\text{K}$	$d = 1$
-----------------------------------	---------

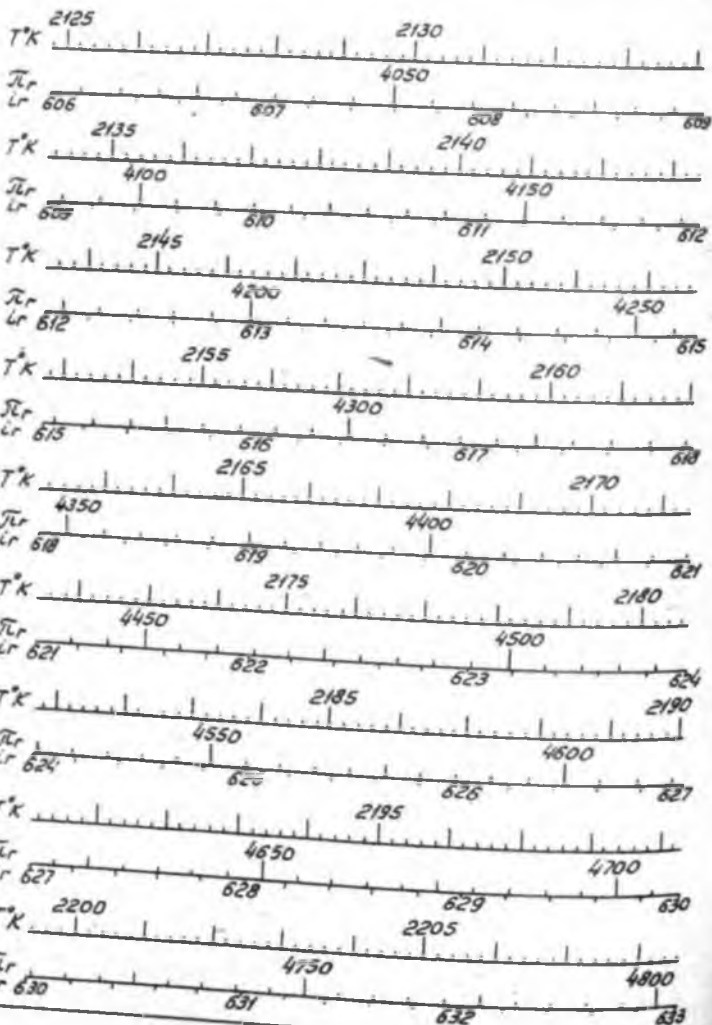


$T=2041-2124^{\circ}K$   $d=2$



T=2125-2200°K

d=2



T = 2209 - 2273°K  $\alpha = 2$

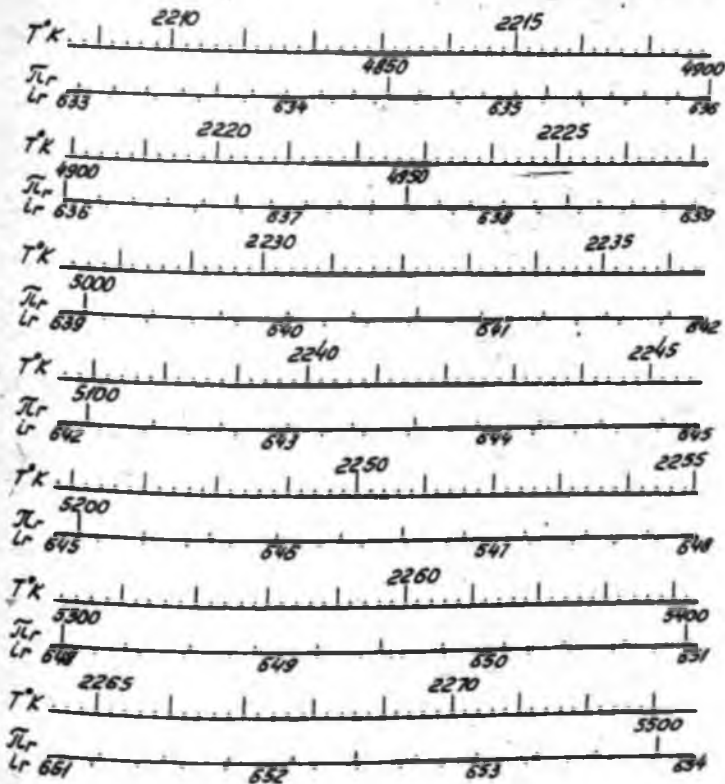
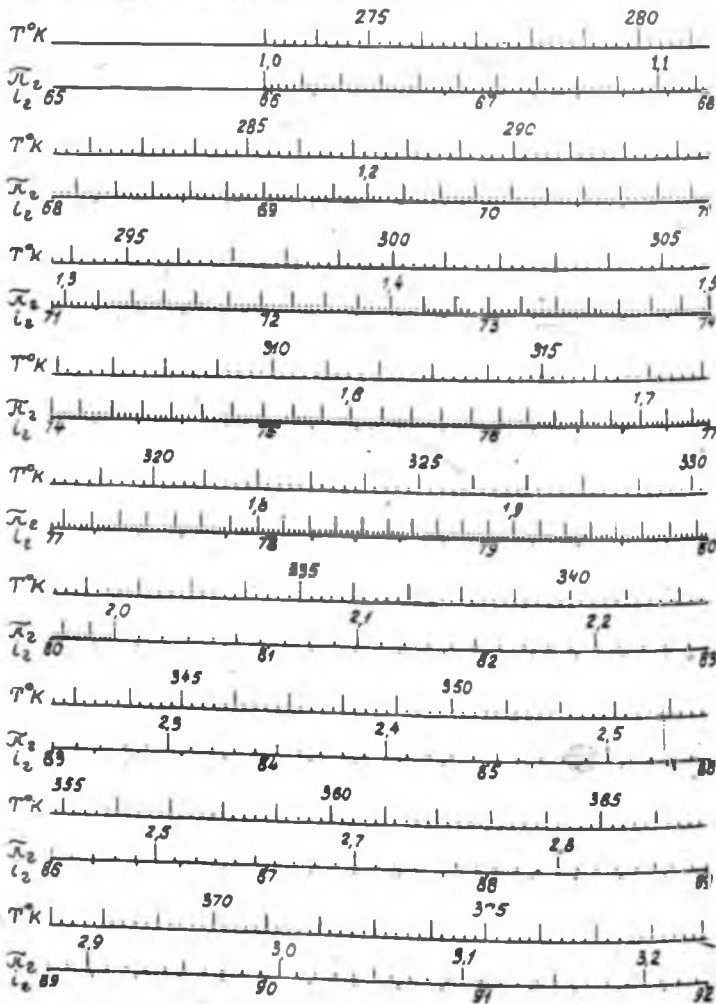


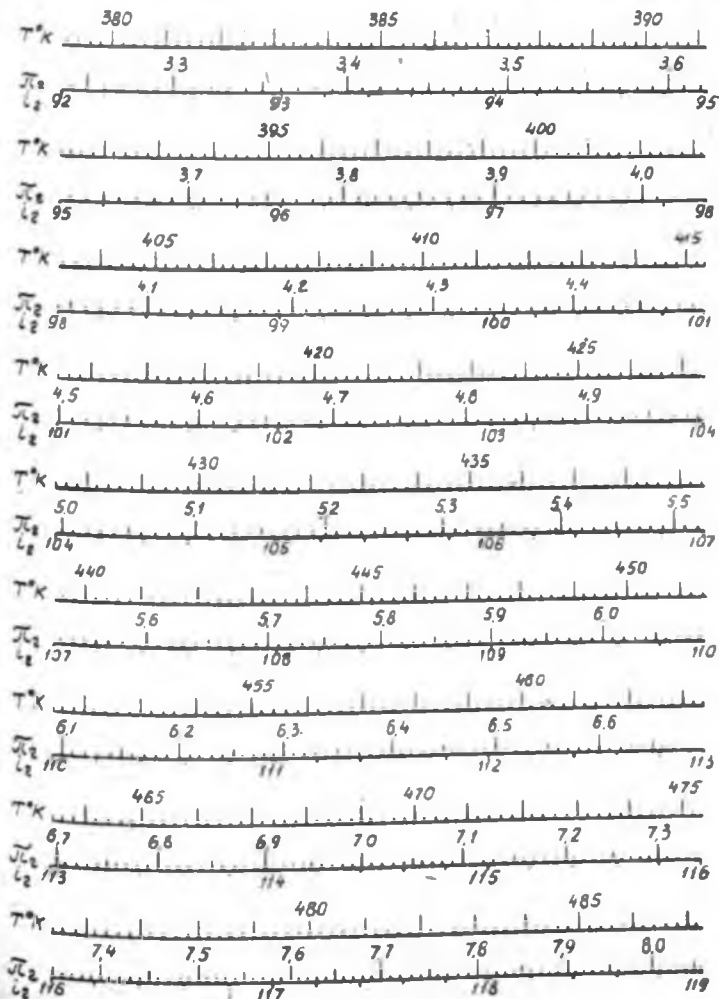
Диаграмма  $\pi_e, i_e$  - функций газа

$T = 273 - 379^\circ K$   $\mu = 5$

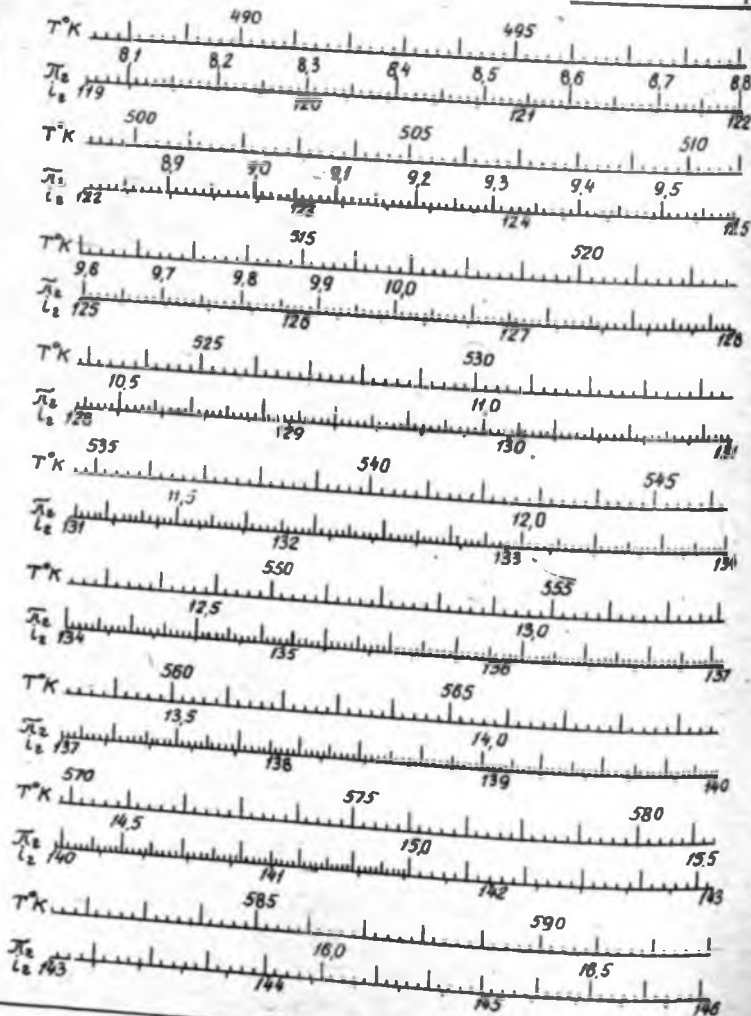


$T = 379 - 487^{\circ}K$

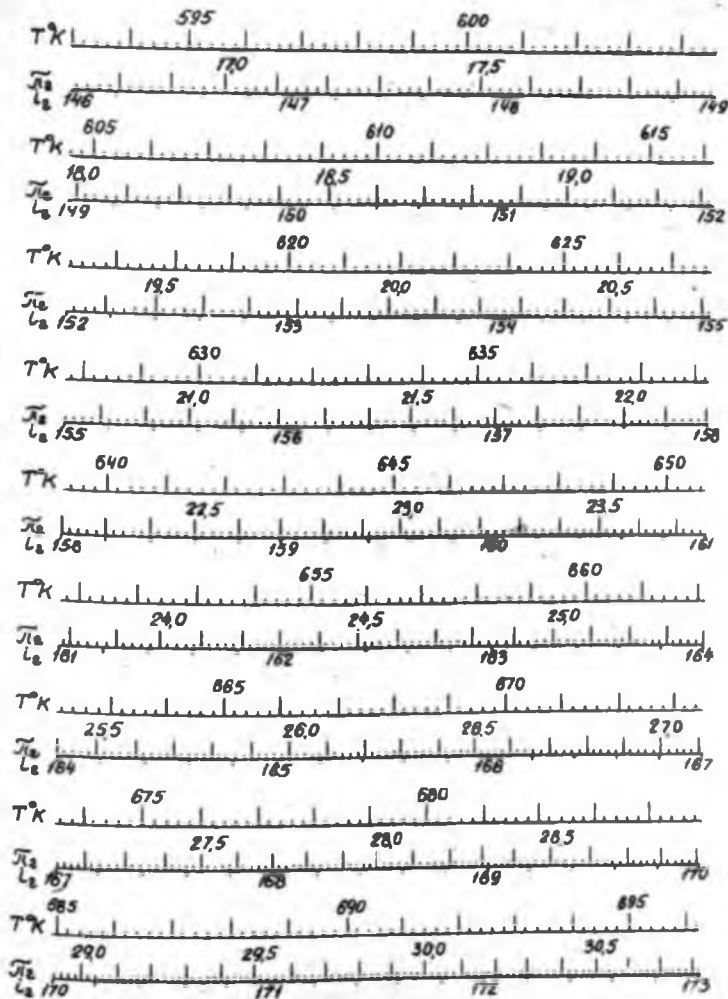
$\alpha = 3$



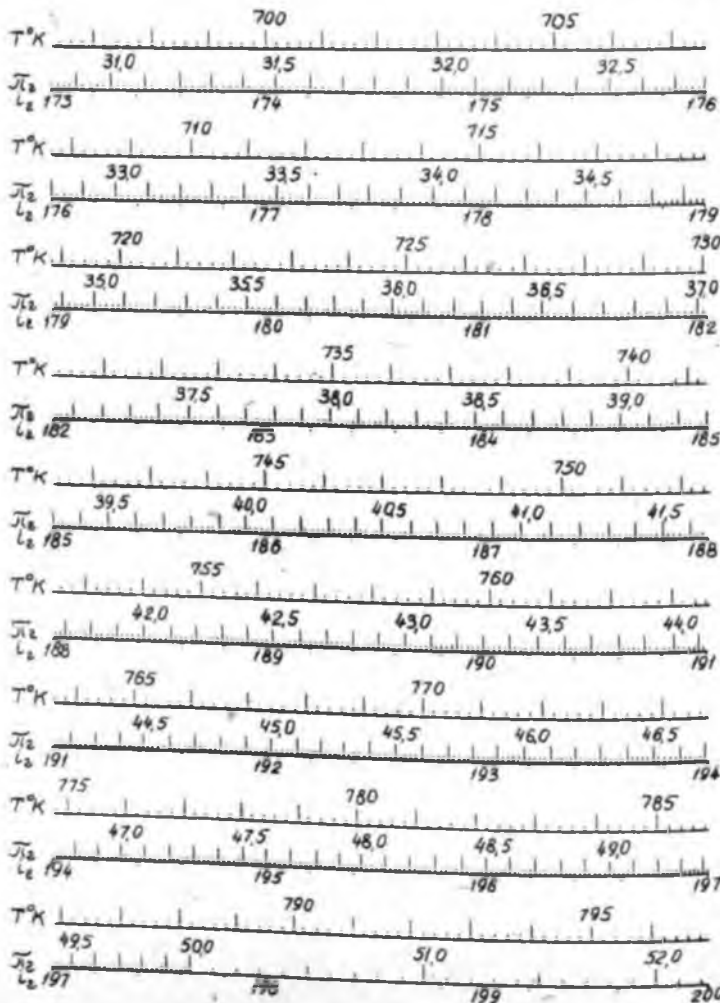
$T = 487 - 593^{\circ}K$  d.3



$T = 593 - 698^{\circ}K$   $\lambda = 3$

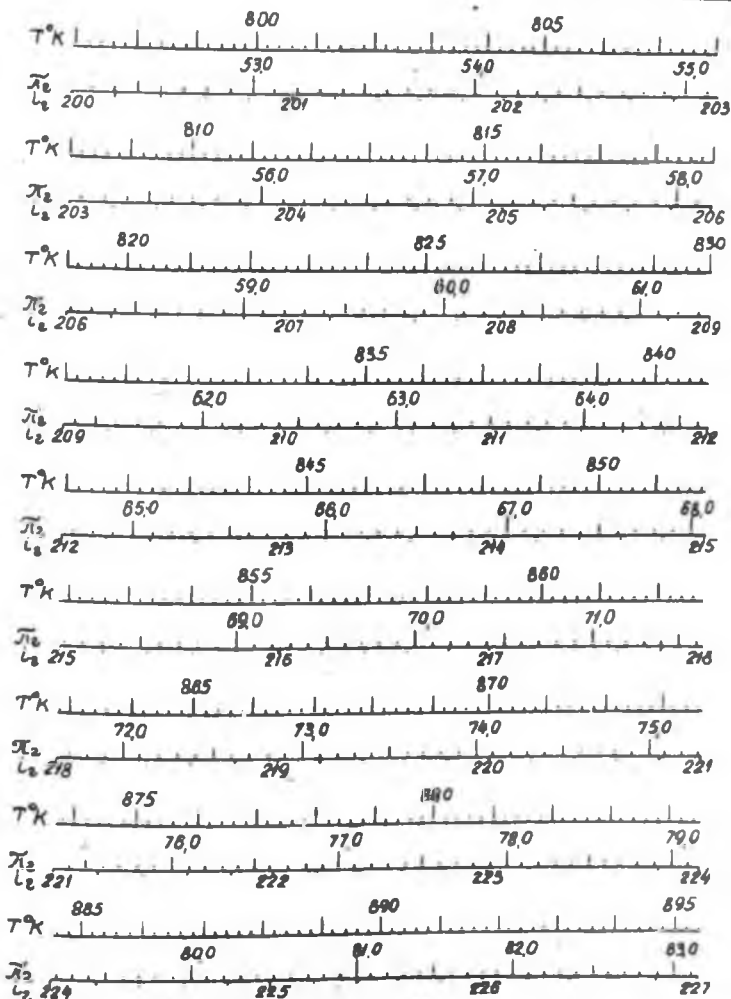


$T = 897 - 796^{\circ}K \quad \alpha = 3$

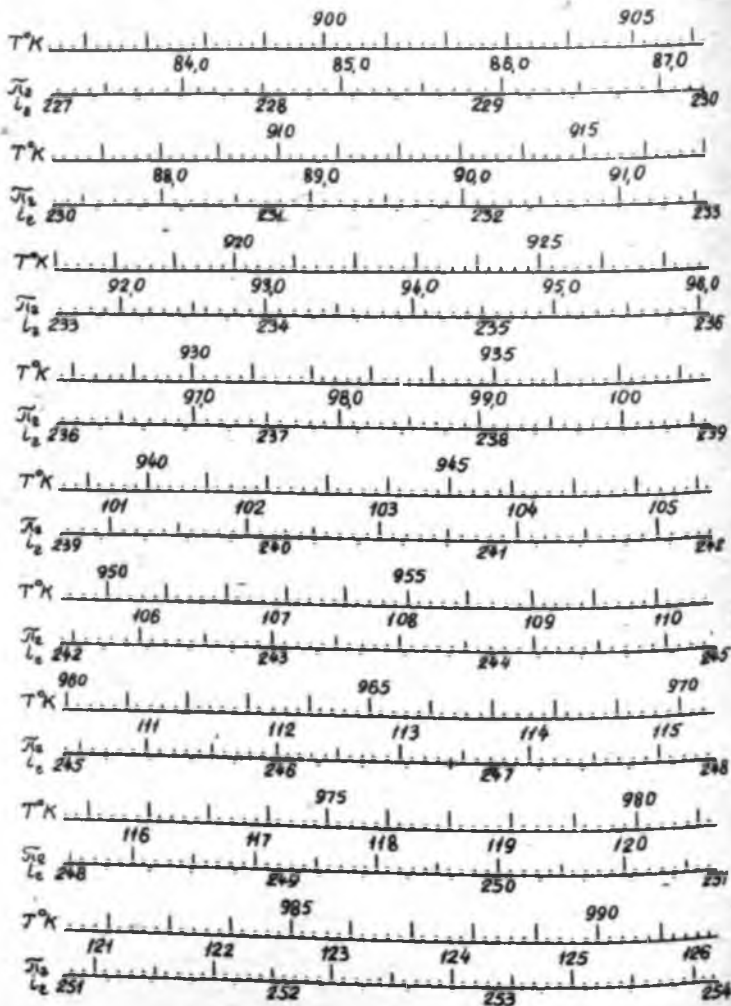


$T = 797 - 895^{\circ}K$

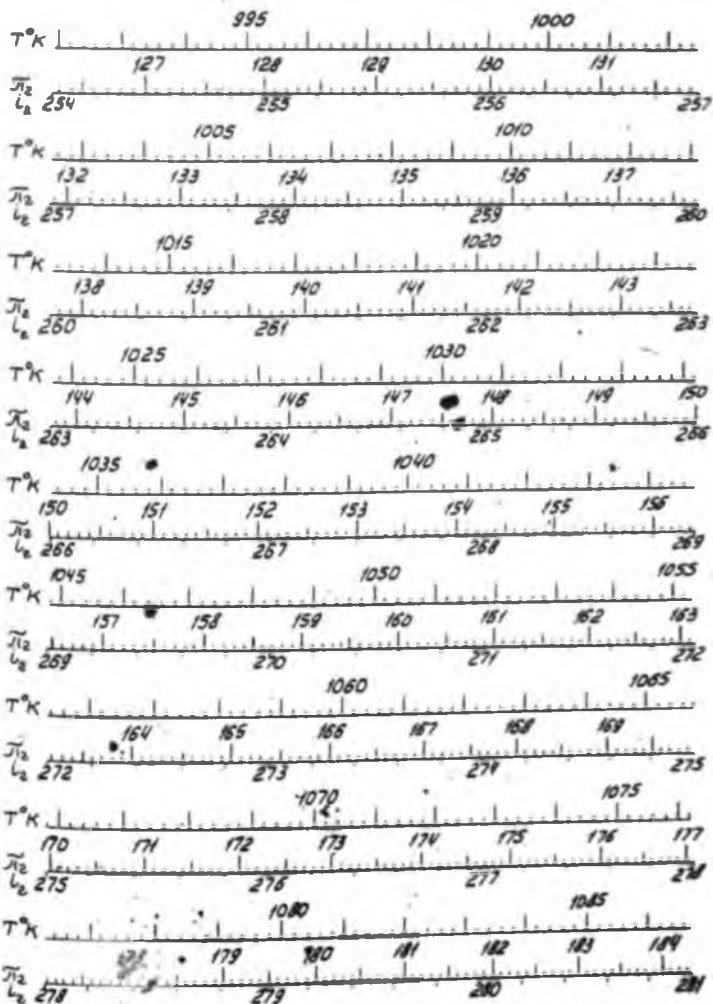
$\alpha = 3$



$T = 895 - 991^{\circ}\text{K}$   $\alpha = 3$

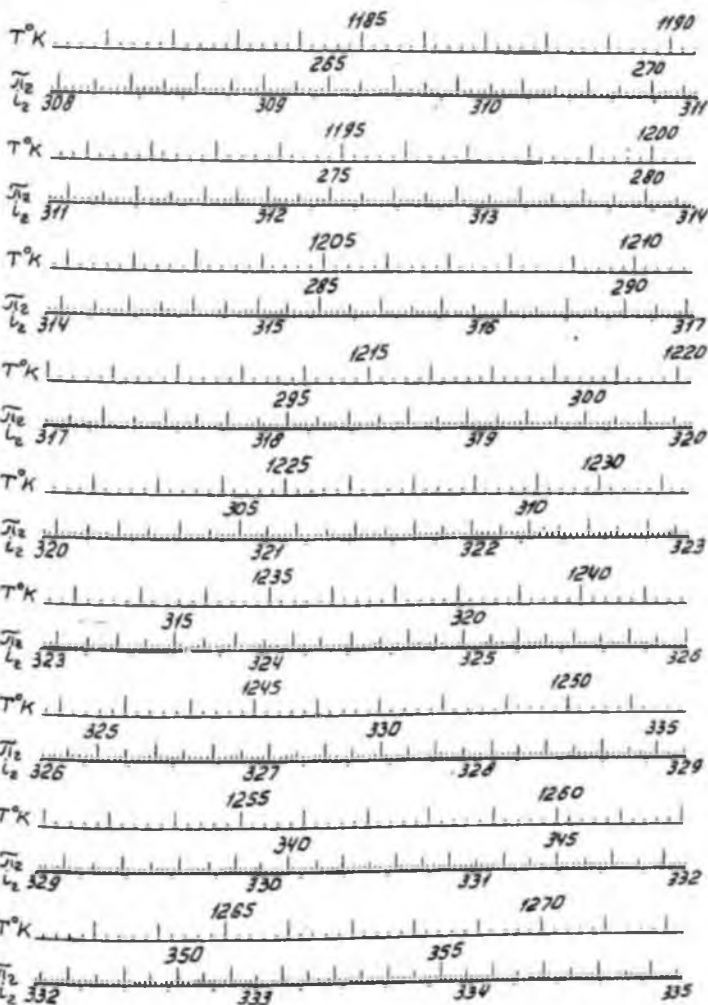


$T = 992 - 1086^{\circ}K$   $\alpha = 3$

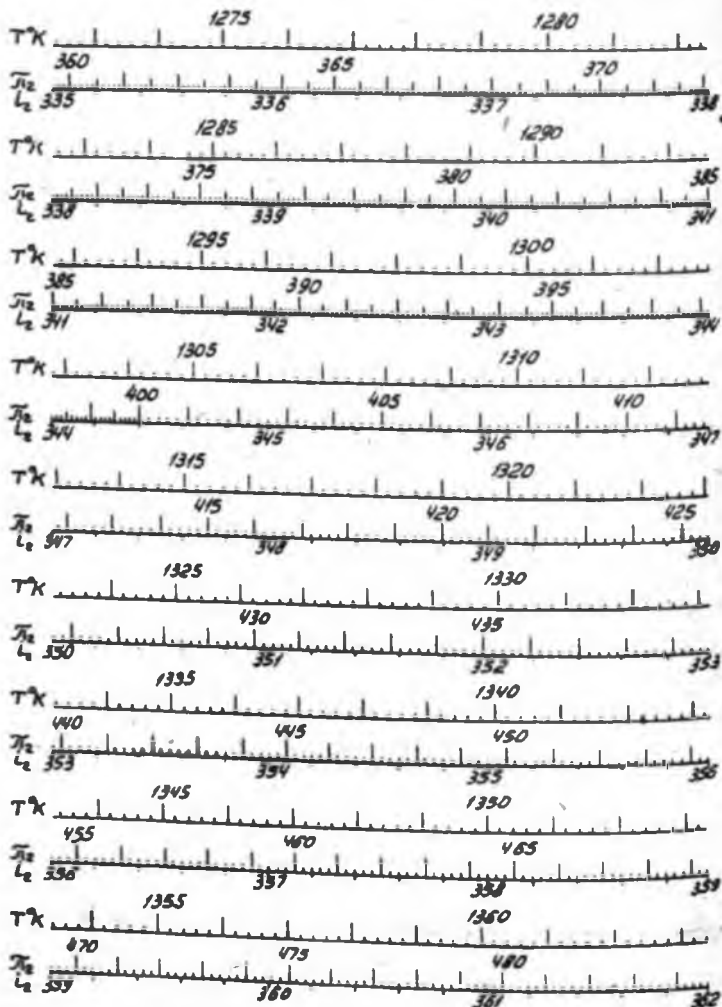


$T = 1087 - 1180^{\circ}\text{K}$   $d=3$ 

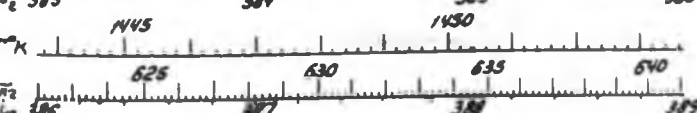
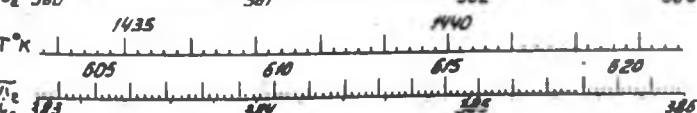
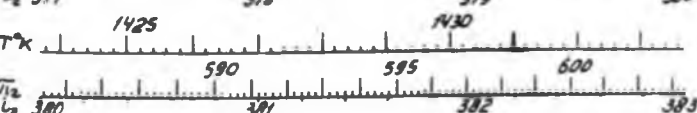
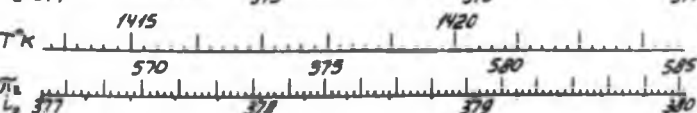
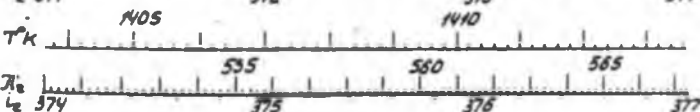
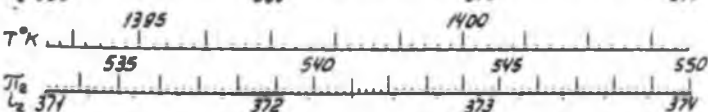
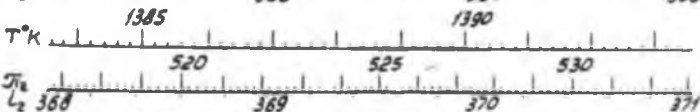
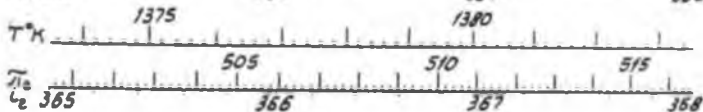

$T = 1181 - 1272^\circ\text{K}$	$\alpha = 3$
---------------------------------	--------------



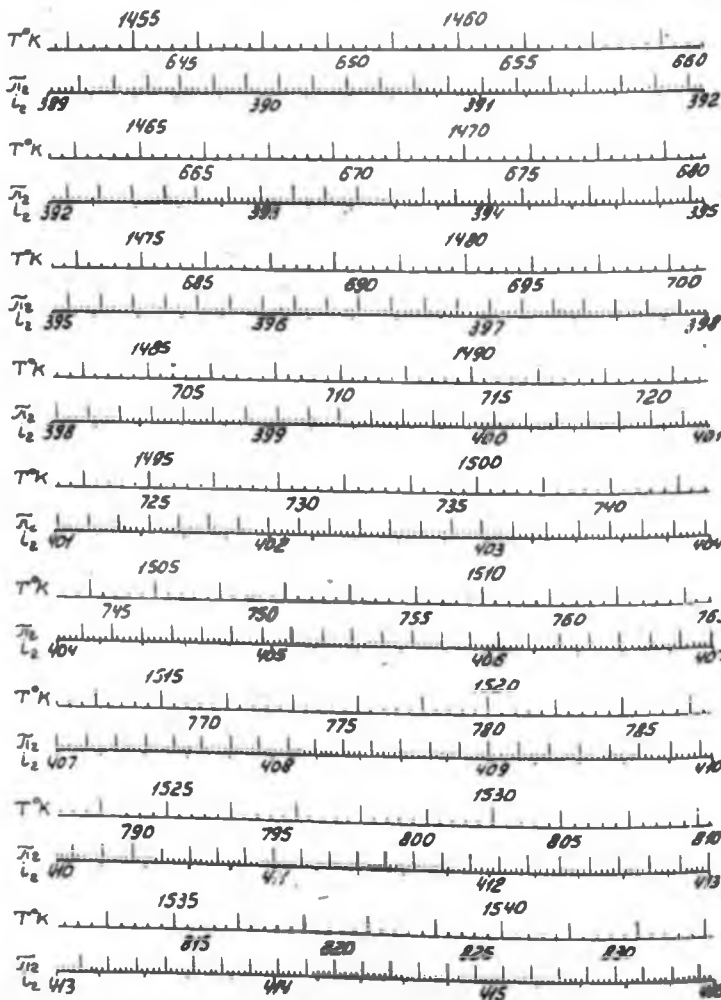
$T = 1273 - 1363^{\circ}K$  203



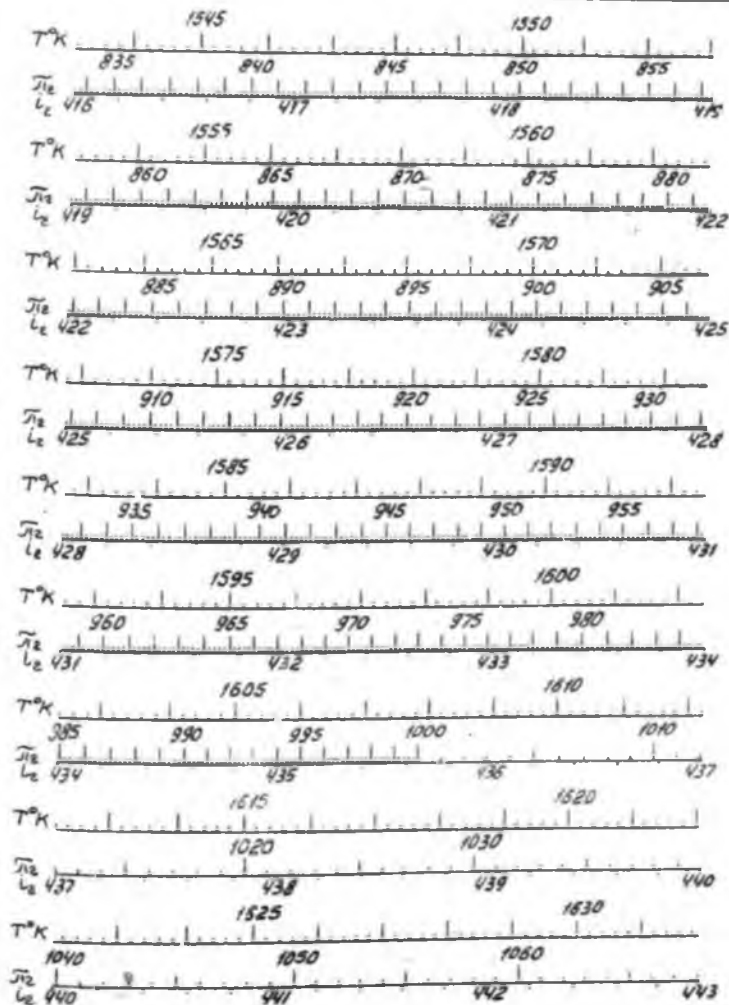
$T = 1364 - 1453^{\circ}\text{K}$   $d = 3$



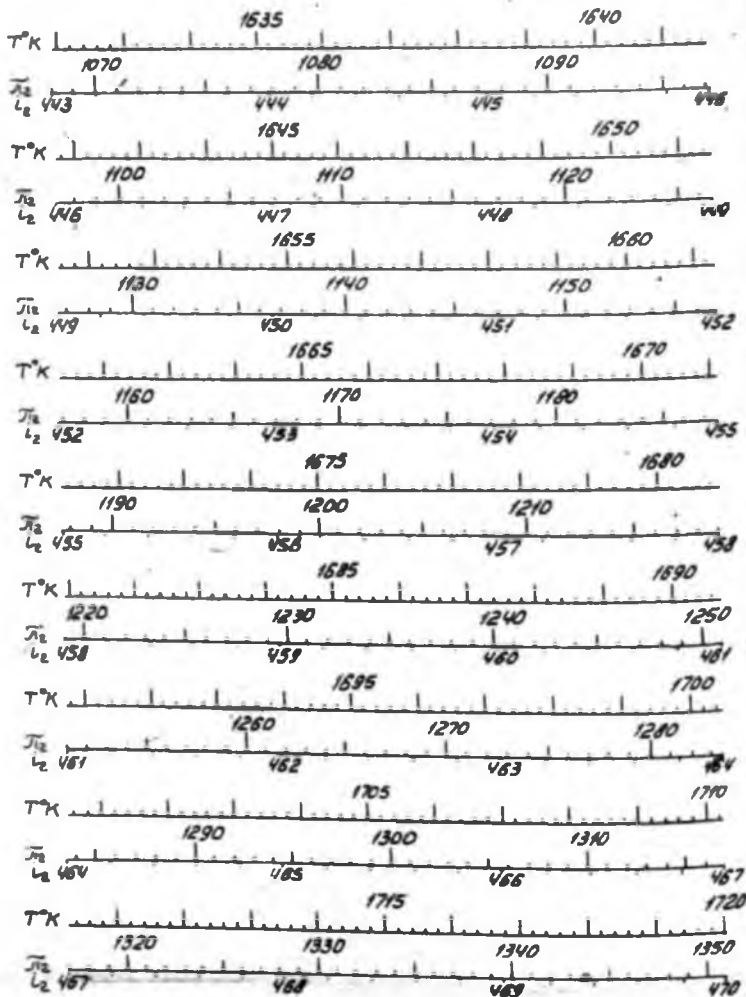
$T = 1454 - 1543^{\circ}\text{K}$   $d = 3$



$T = 1544 - 1631^{\circ}\text{K}$	$\alpha = 3$
-----------------------------------	--------------



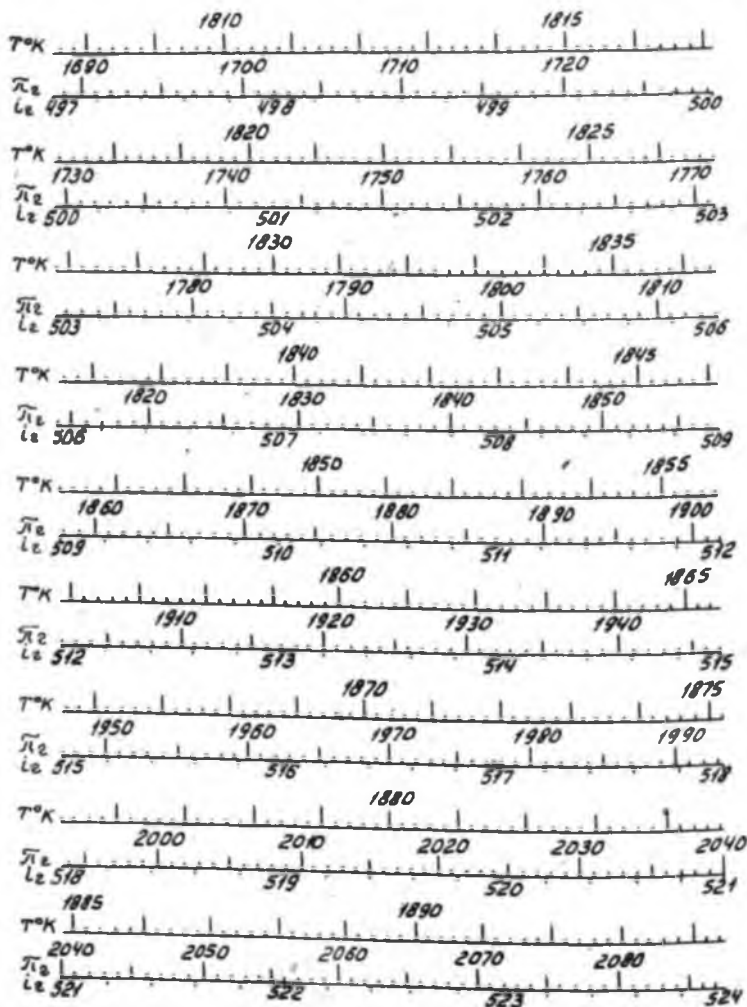
$T = 1632-1720^{\circ}\text{K}$   $d=3$



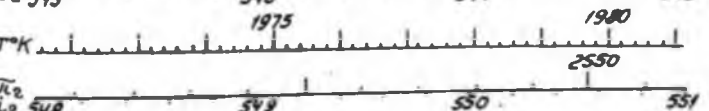
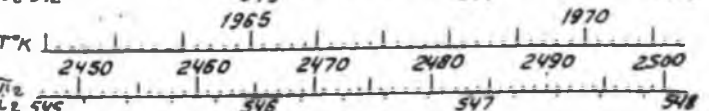
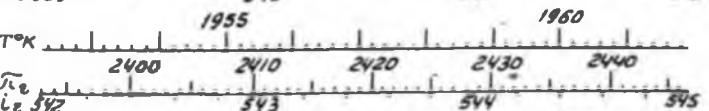
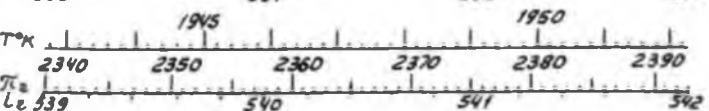
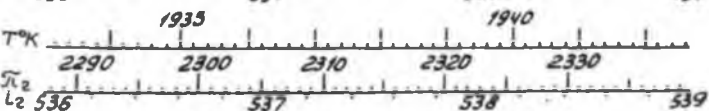
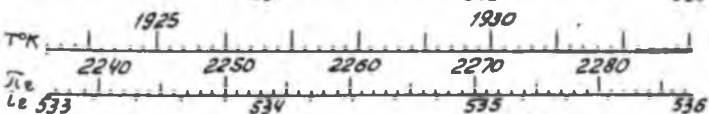
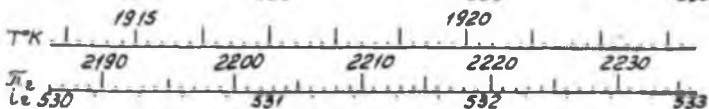
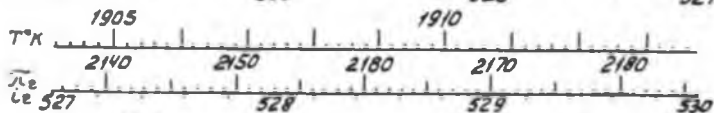
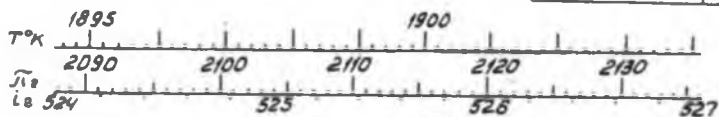
$T = 1720-1807^{\circ}\text{K}$	$\alpha = 3$
---------------------------------	--------------



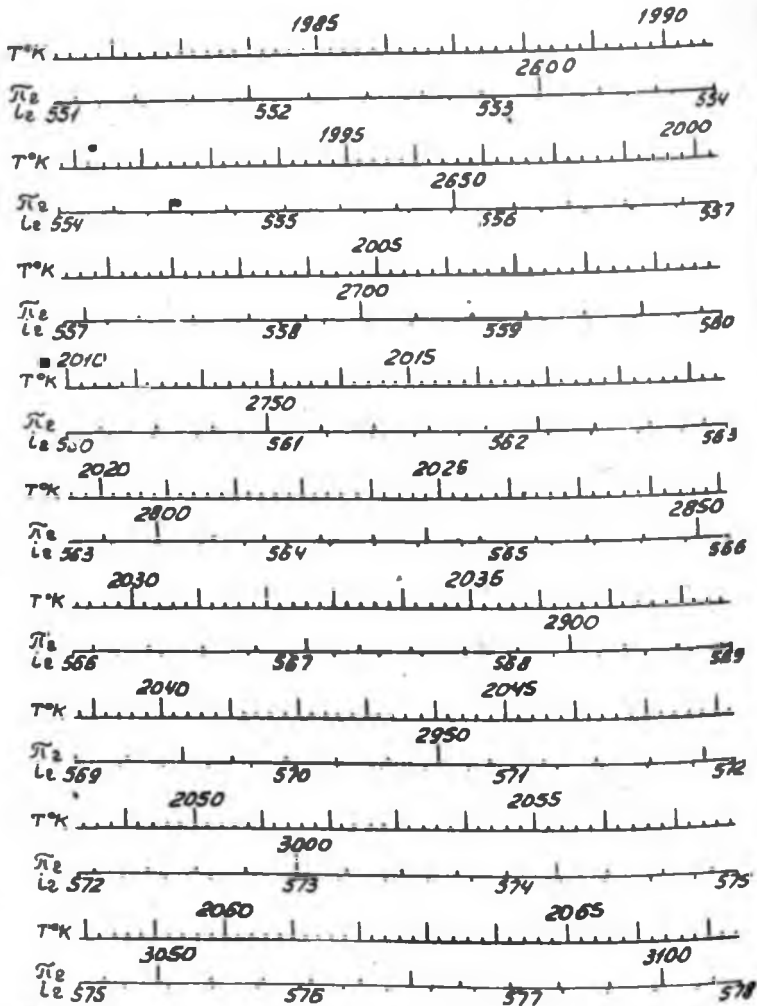
T = 1808 - 1894 °K    d = 3



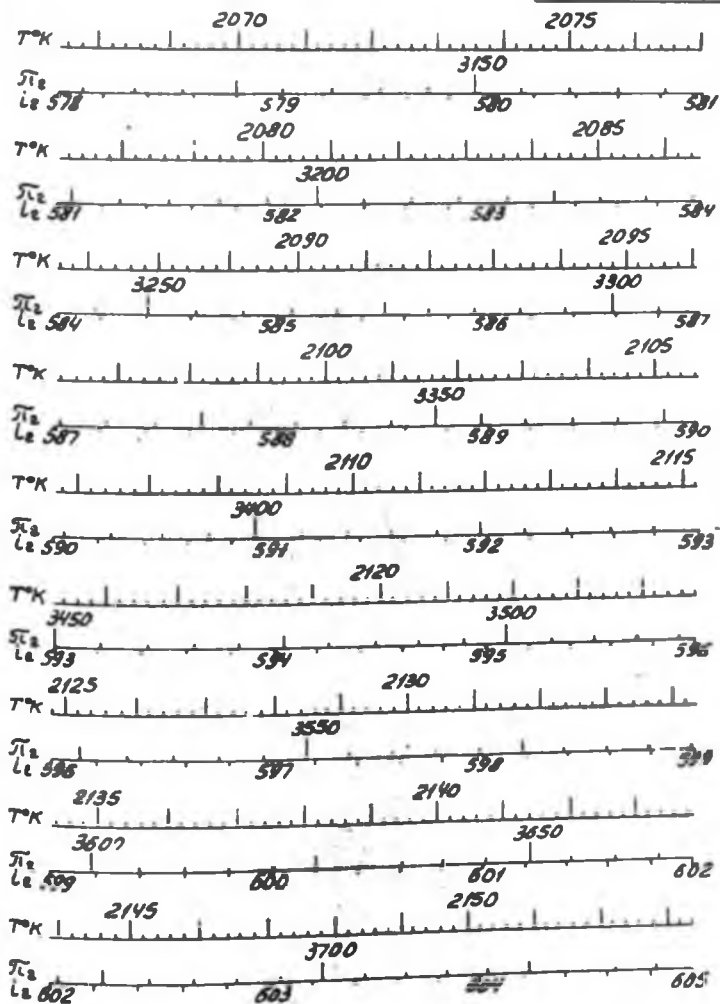
$T = 1895 - 1981^{\circ}K$   $\alpha = 3$



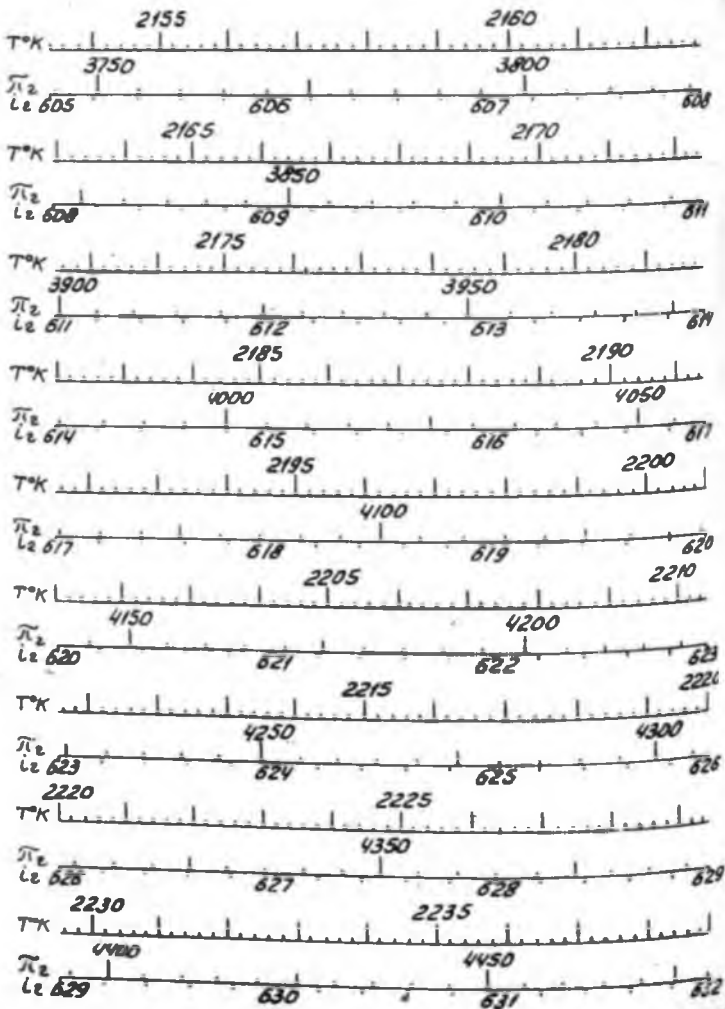
$T = 1982 - 2067^{\circ}\text{K}$   $d = 3$



T = 2068-2153°K d = 3



T = 2154 - 2239°K d. 13



$T = 2239 - 2273^{\circ}K$   $d = 3$

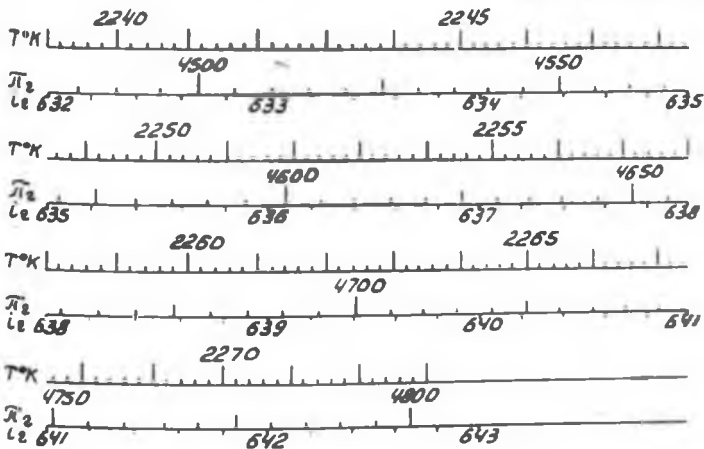
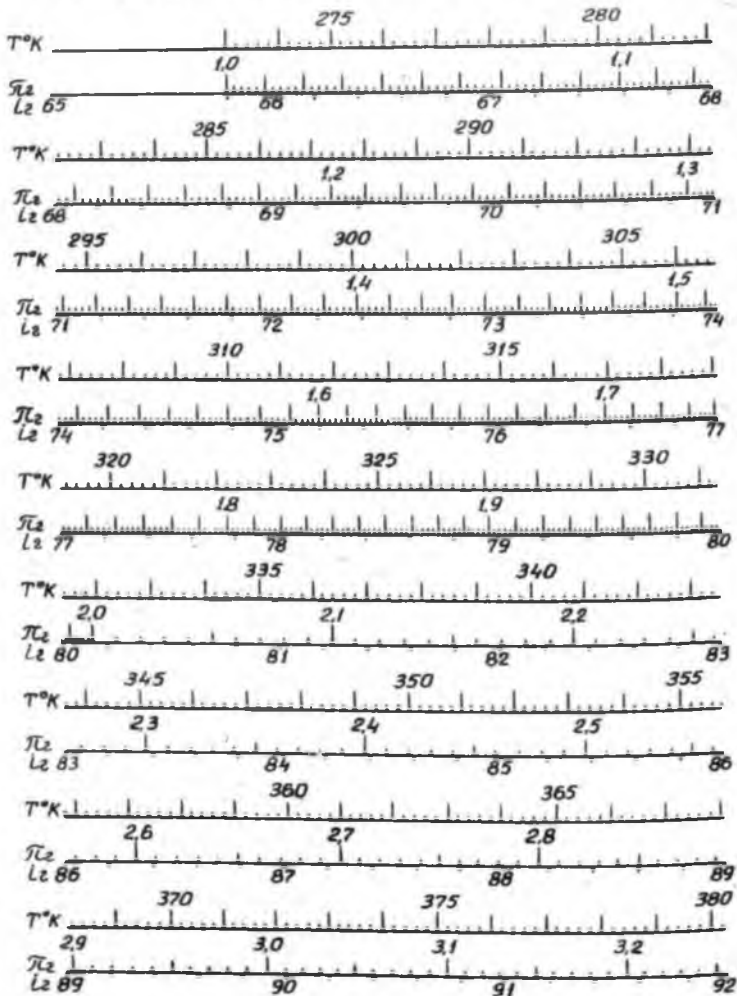


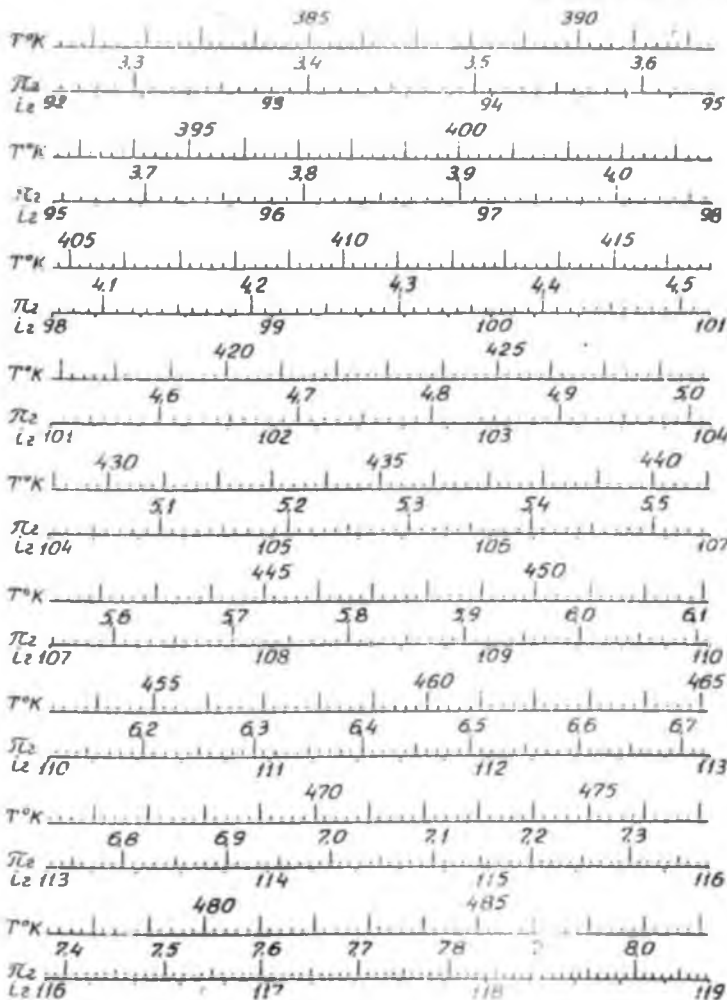
Диаграмма  $\pi_2, L_2$ -функций газа

$T=273-380^\circ\text{K}$

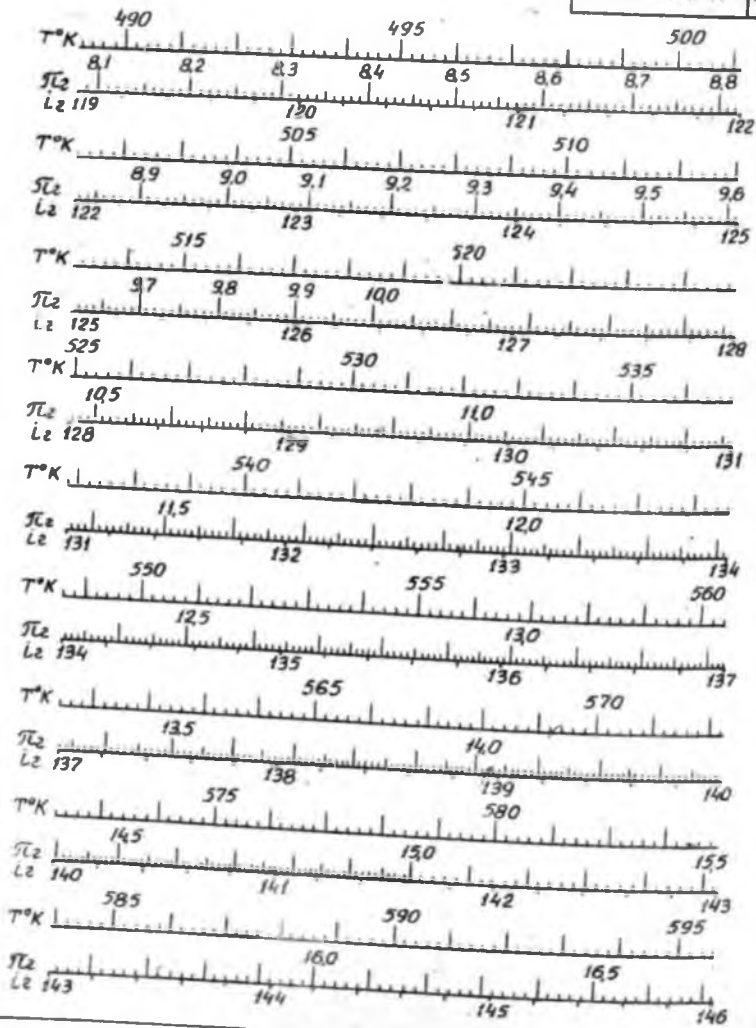
$\alpha=4$



$T = 381-489^{\circ}\text{K}$   $\alpha = 6$

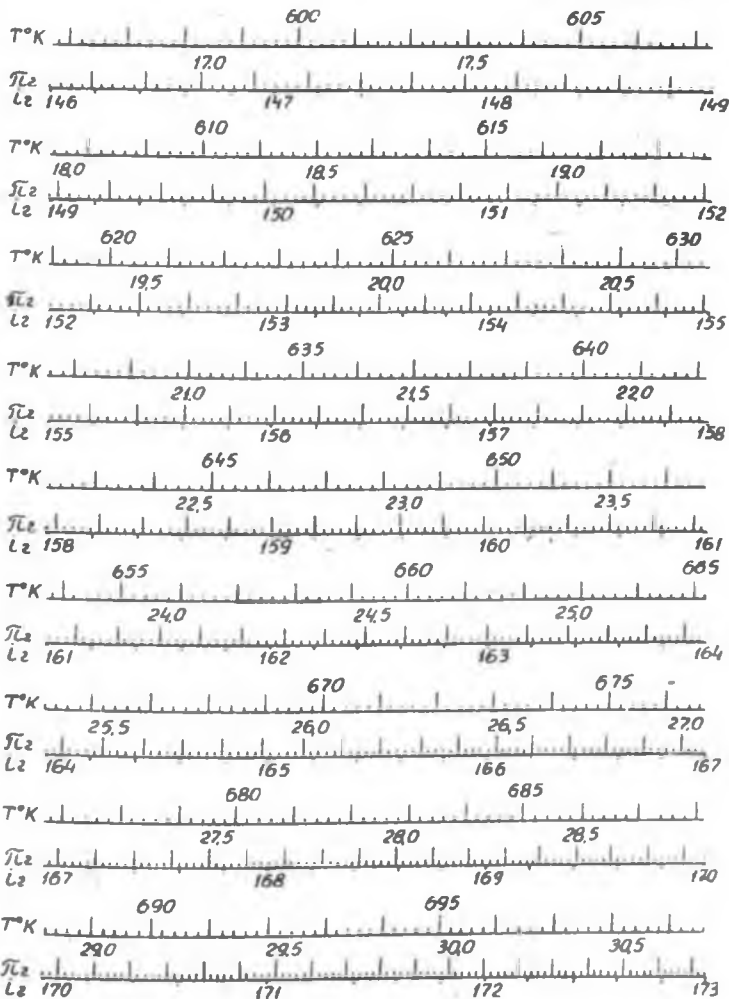


$T = 490 - 595^{\circ}\text{K}$   $\alpha = 4$

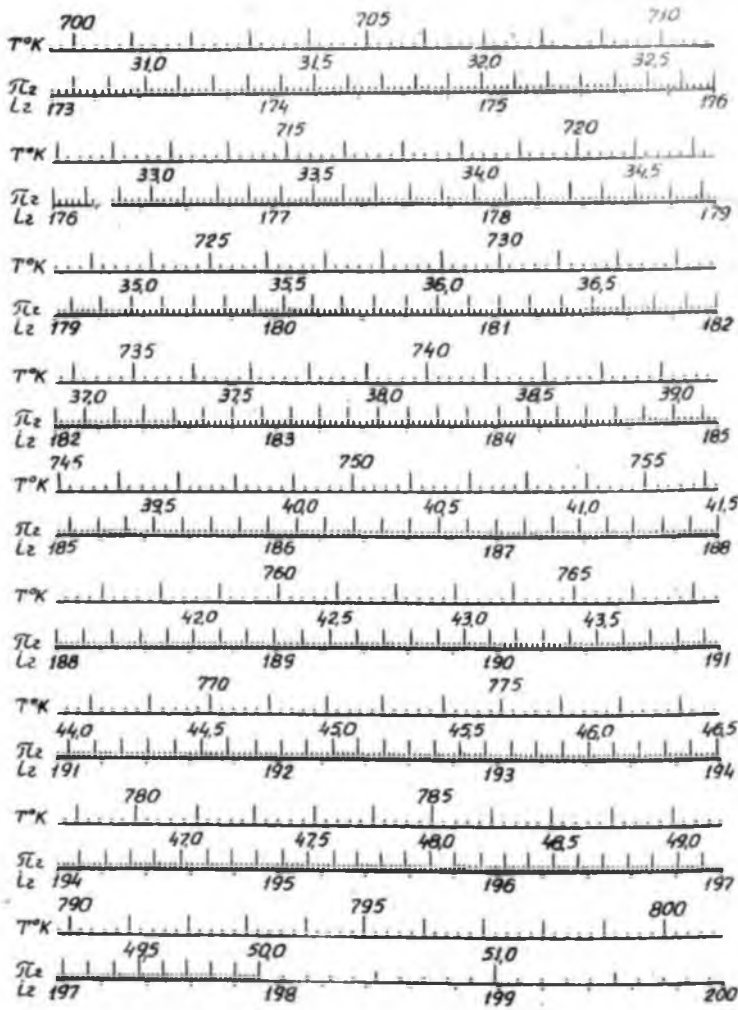


T = 596-699°K

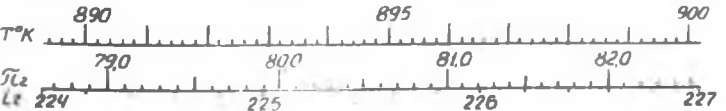
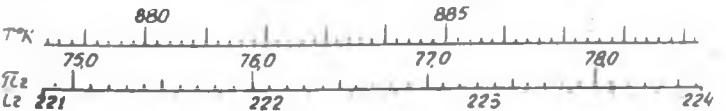
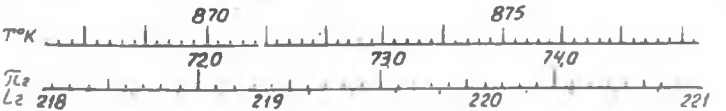
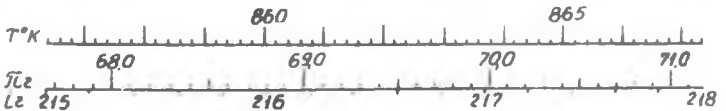
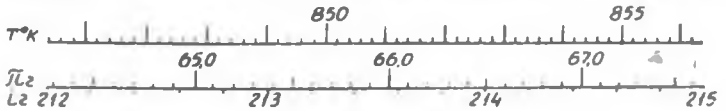
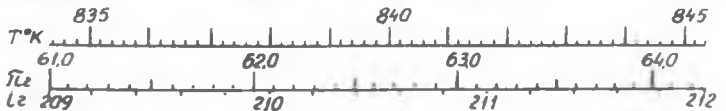
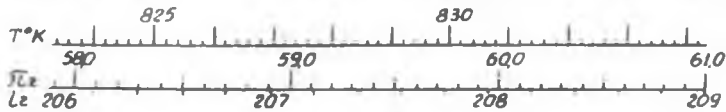
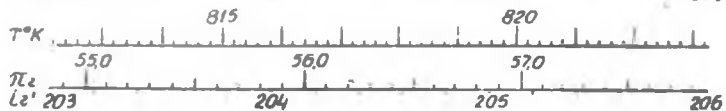
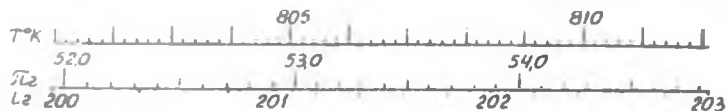
01-4



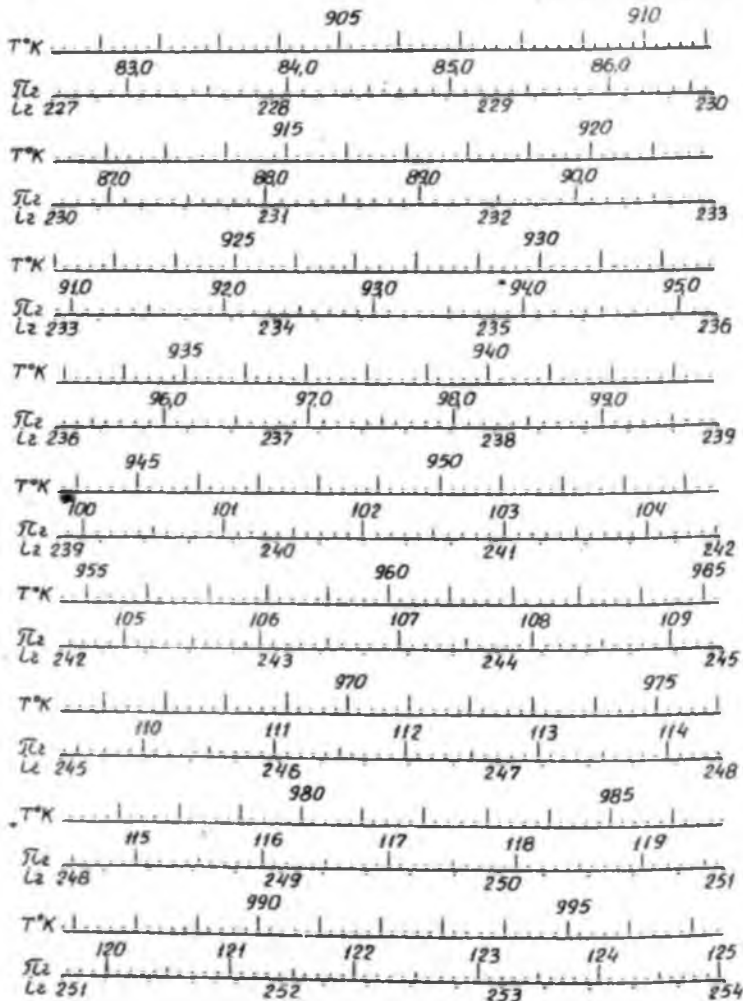
T=700-800°K d-4



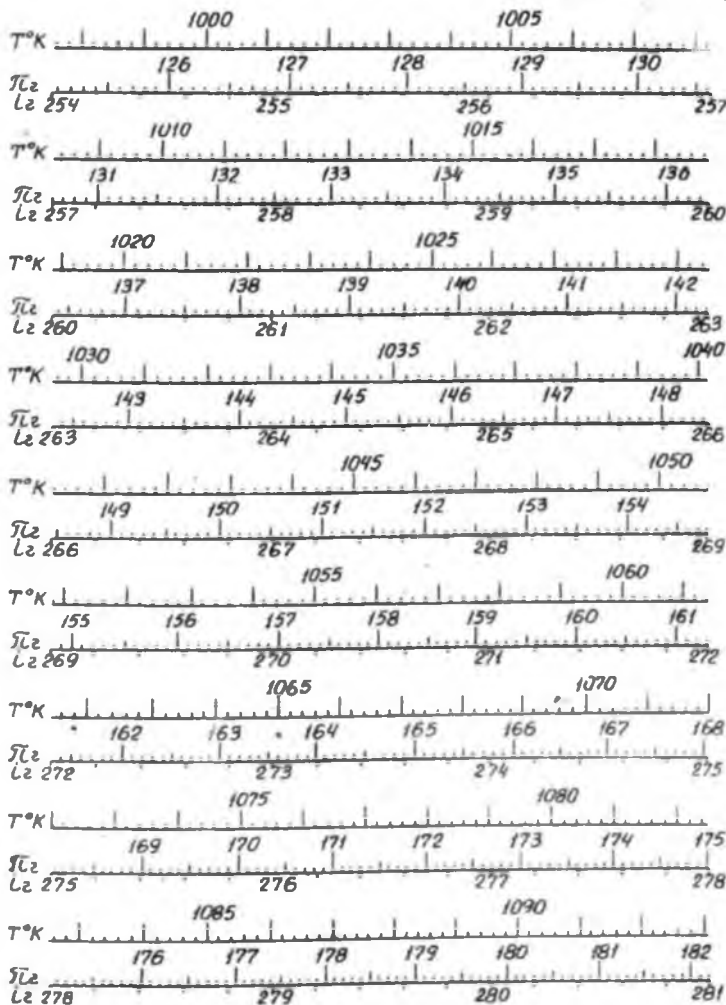
$T = 801 - 900^{\circ}\text{K}$   $d = 4$



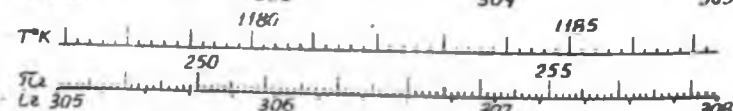
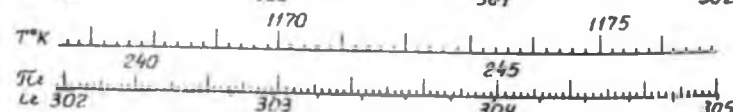
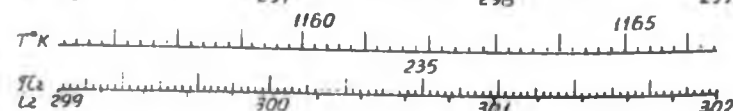
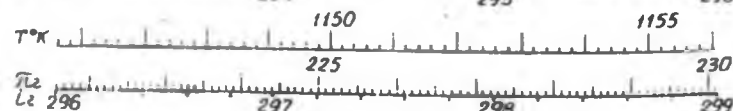
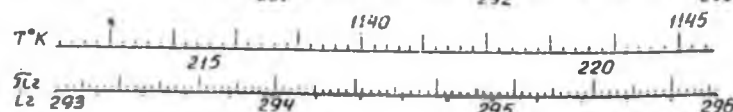
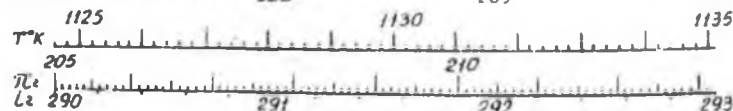
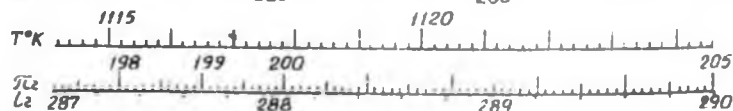
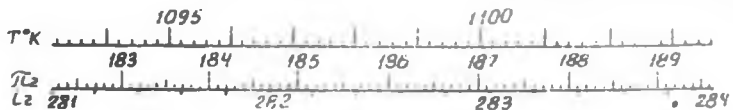
T=901-997°K d=4



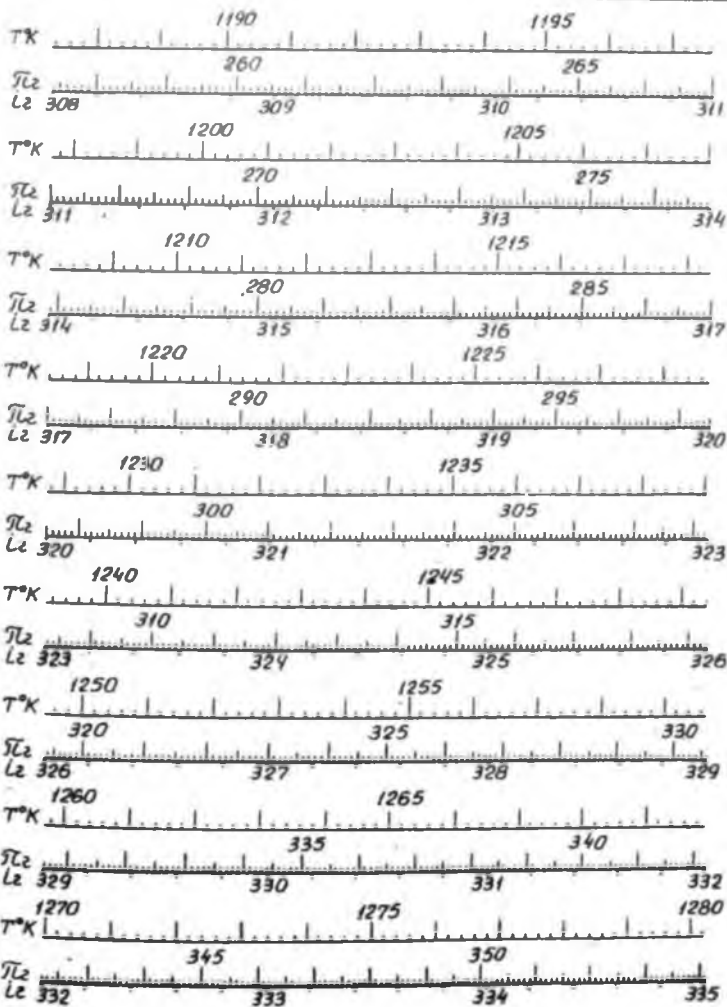
$T^{\circ} = 998-1093^{\circ}K$	$d = 4$
---------------------------------	---------



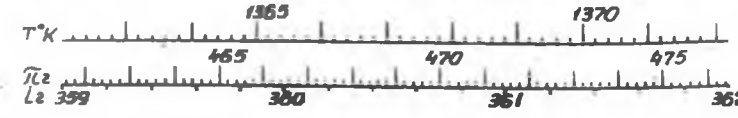
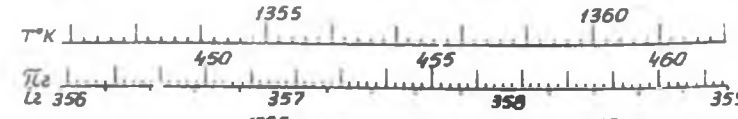
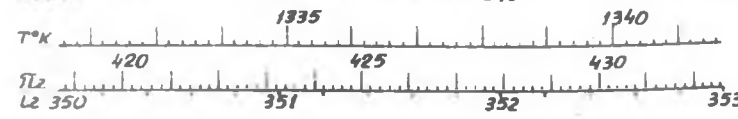
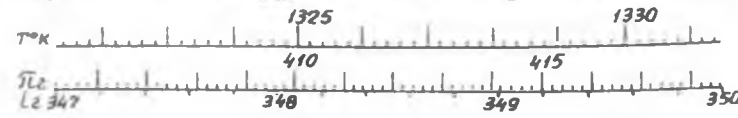
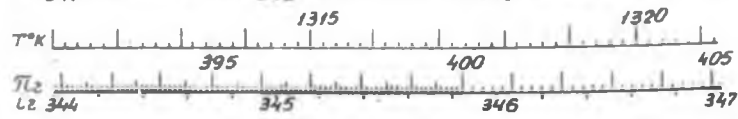
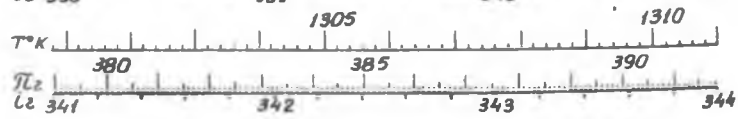
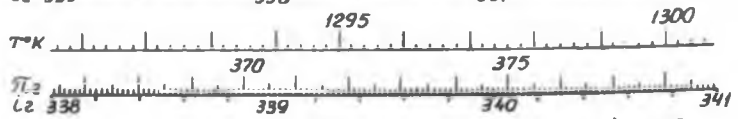
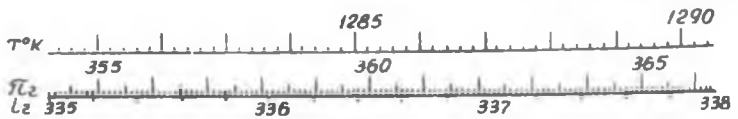
T = 1094 - 1187°K    d-4



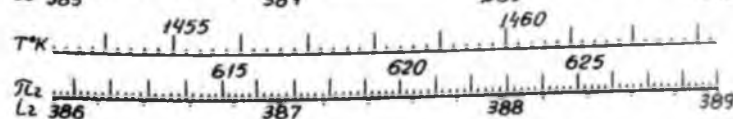
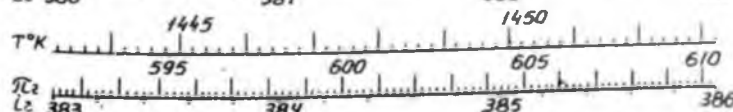
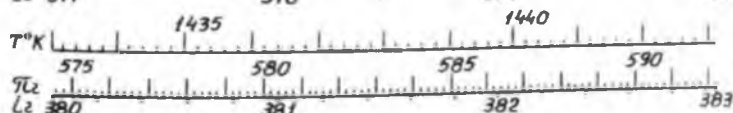
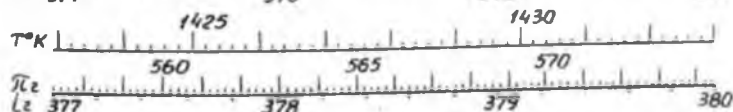
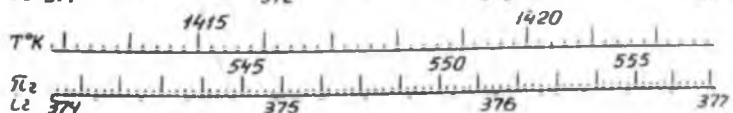
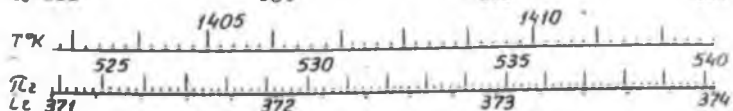
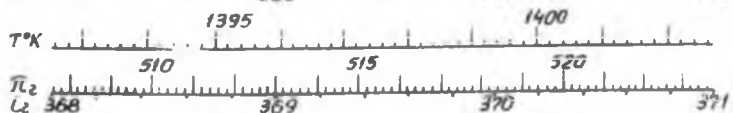
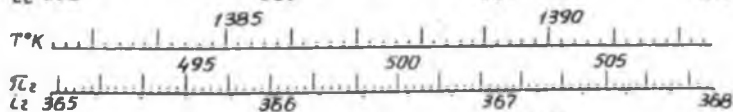
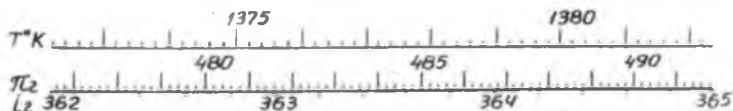
$T = 1188 - 1280^{\circ}\text{K}$	$d = 4$
-----------------------------------	---------



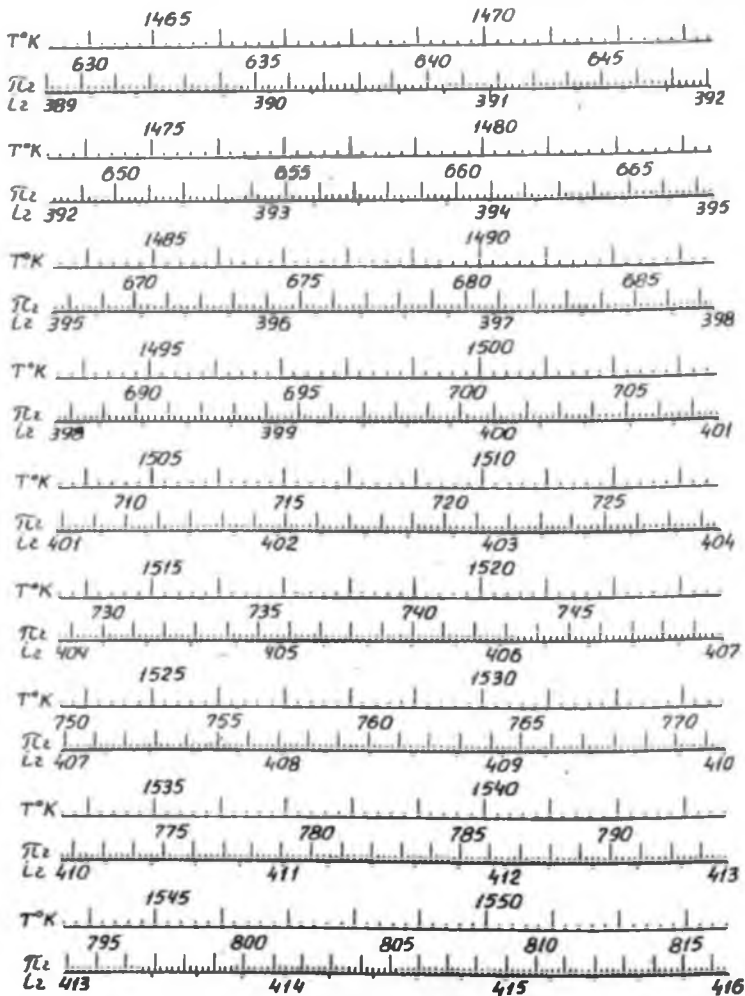
$T = 1281 - 1372^{\circ}\text{K}$   $\lambda = 4$



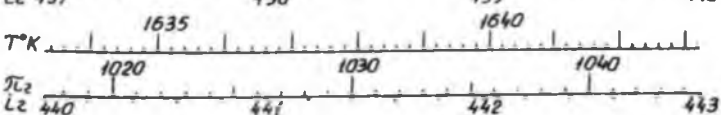
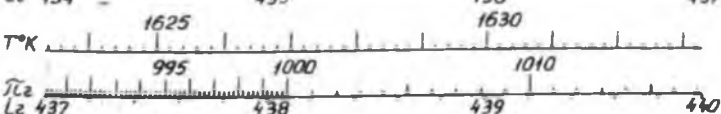
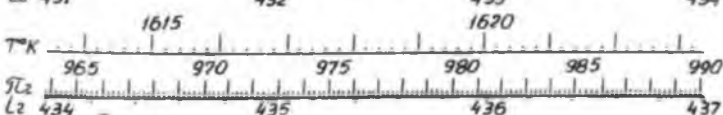
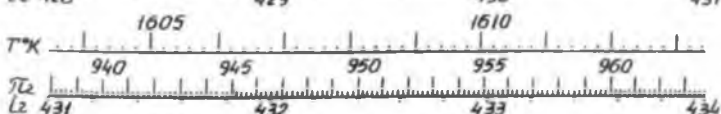
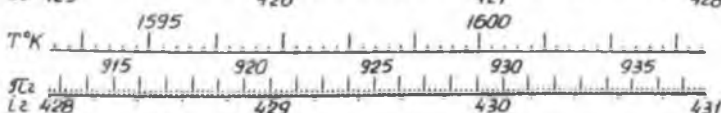
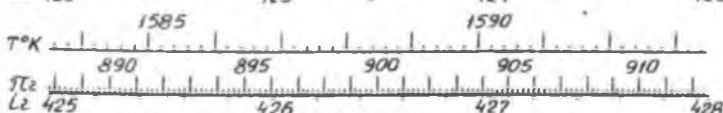
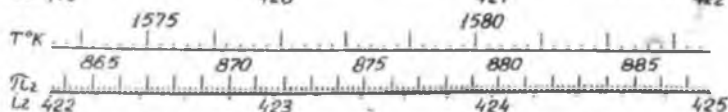
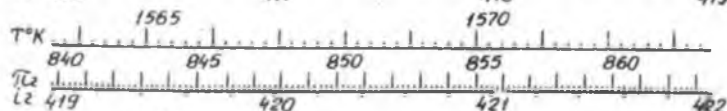
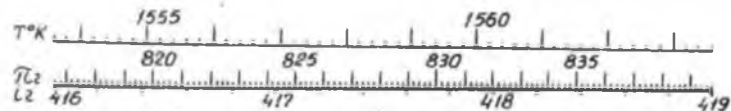
$T = 1373 - 1463^{\circ}\text{K}$	$\alpha = 4$
-----------------------------------	--------------



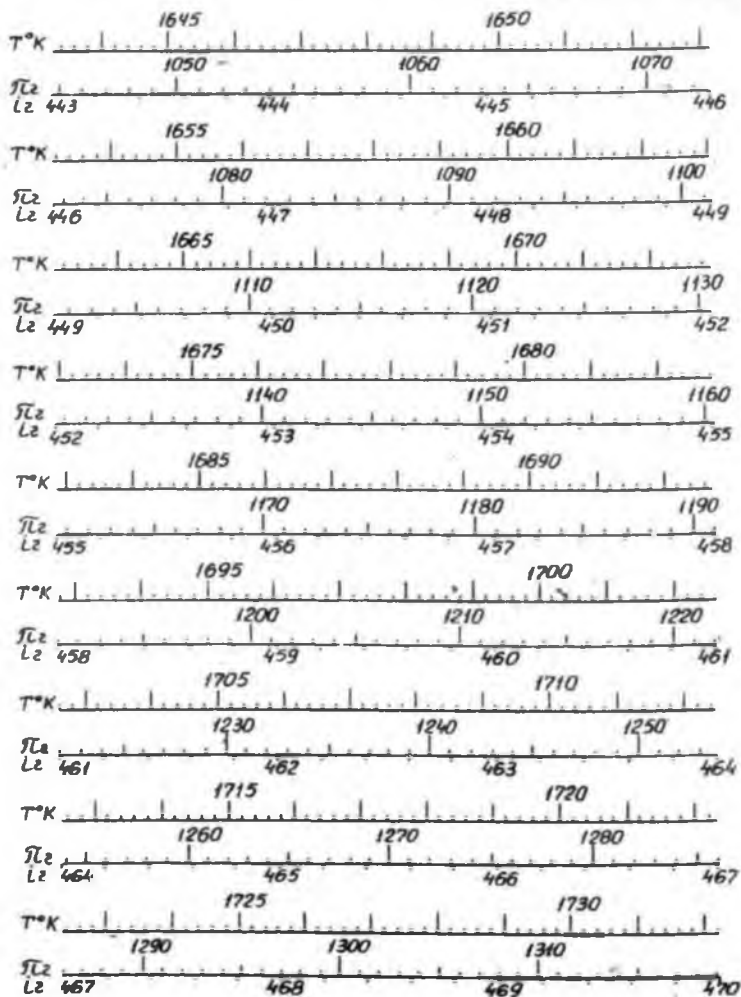
$T = 1464 - 1553^{\circ}\text{K}$   $d = 4$

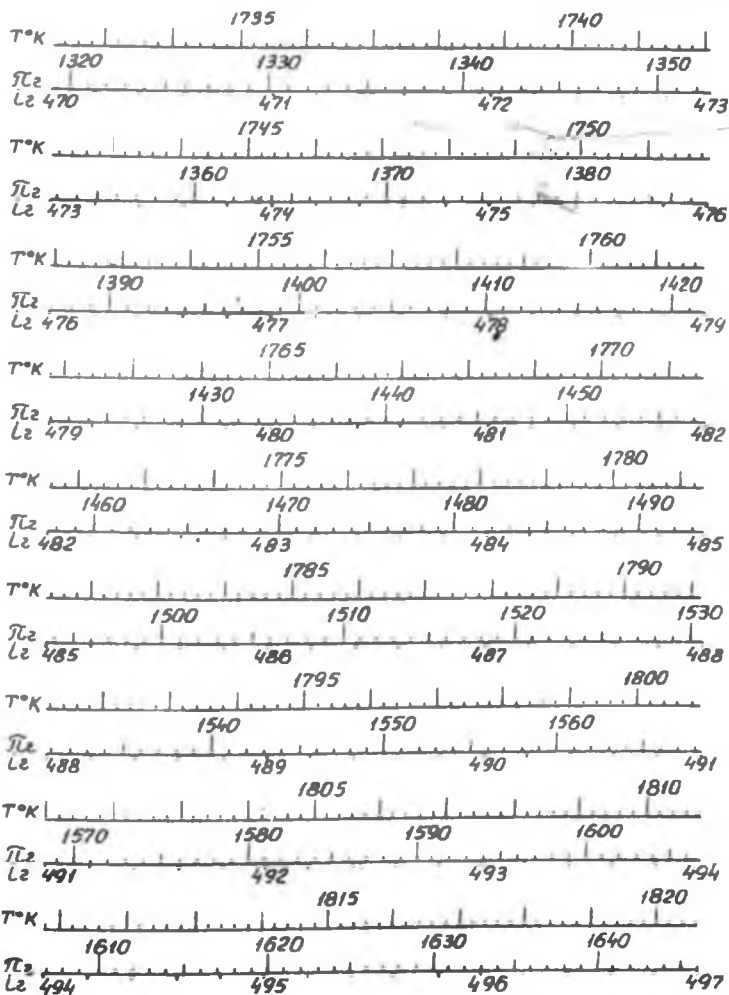


$T = 1554-1643^{\circ}\text{K}$   $d = 4$

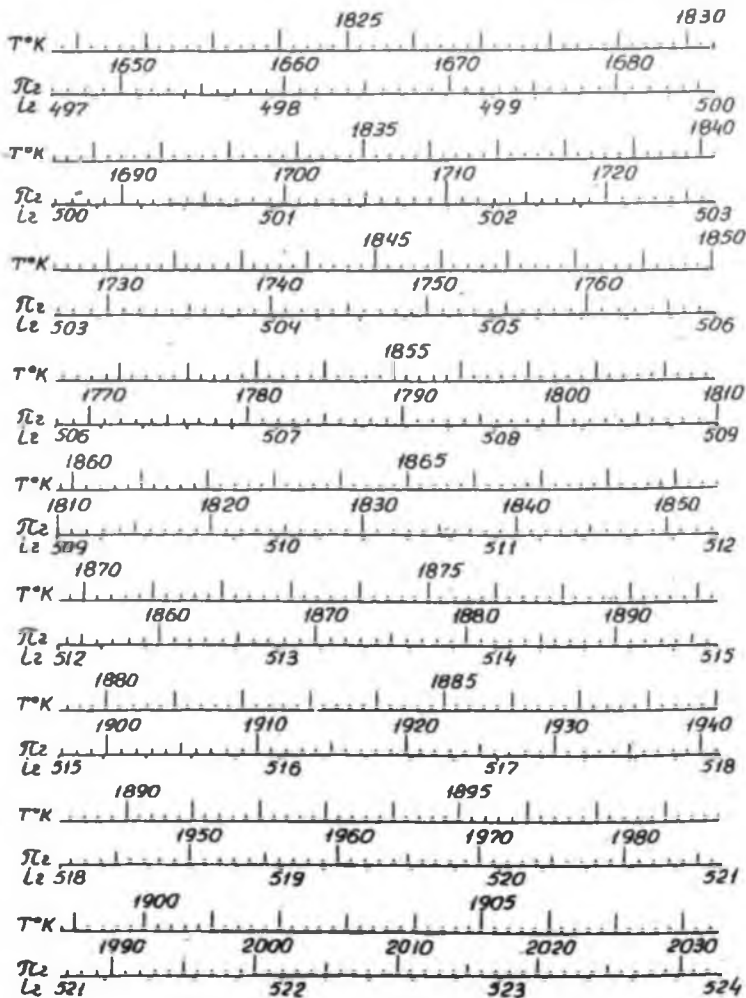


$T = 1644 - 1732^{\circ}K$   $\alpha = 4$

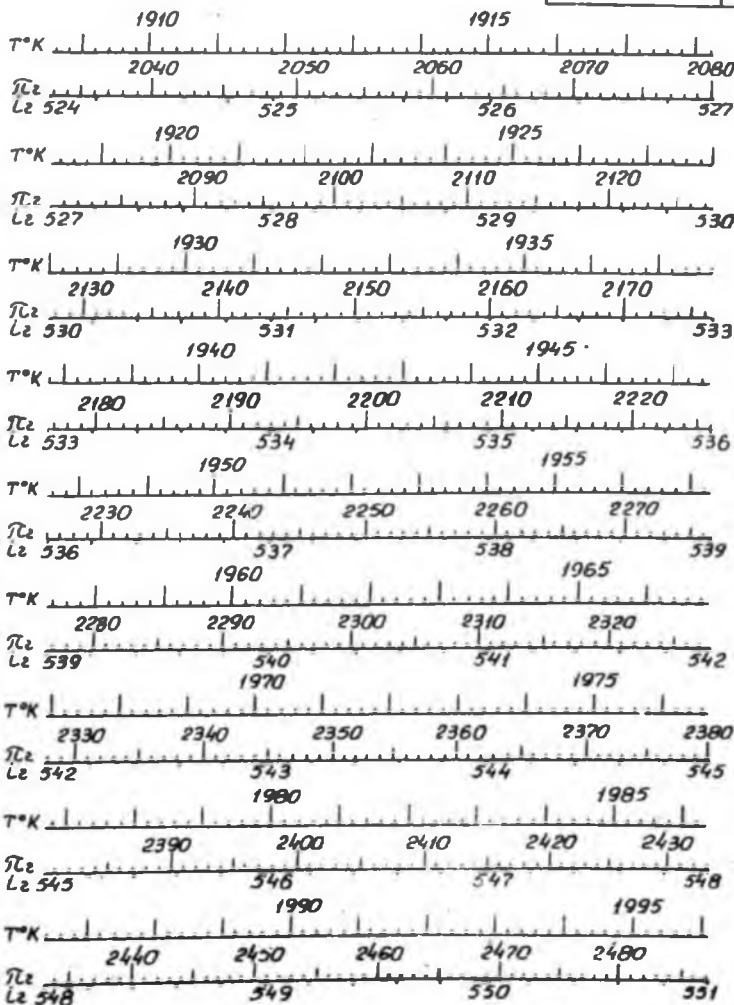


$T = 1733 - 1820^{\circ}\text{K}$   $\alpha = 4$ 


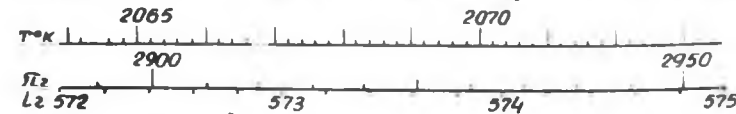
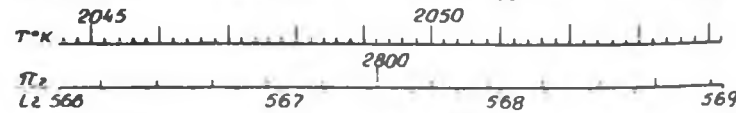
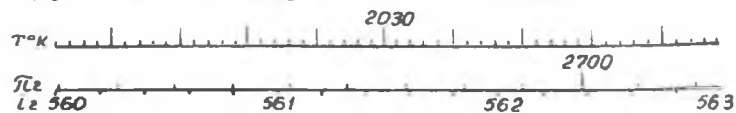
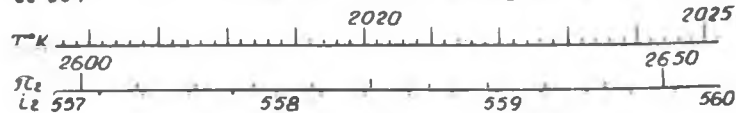
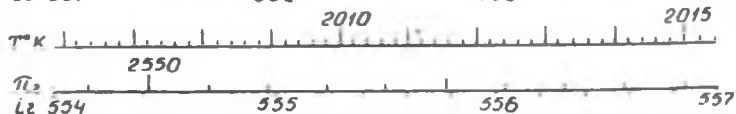
$T=1821-1908^{\circ}\text{K}$   $\alpha=4$



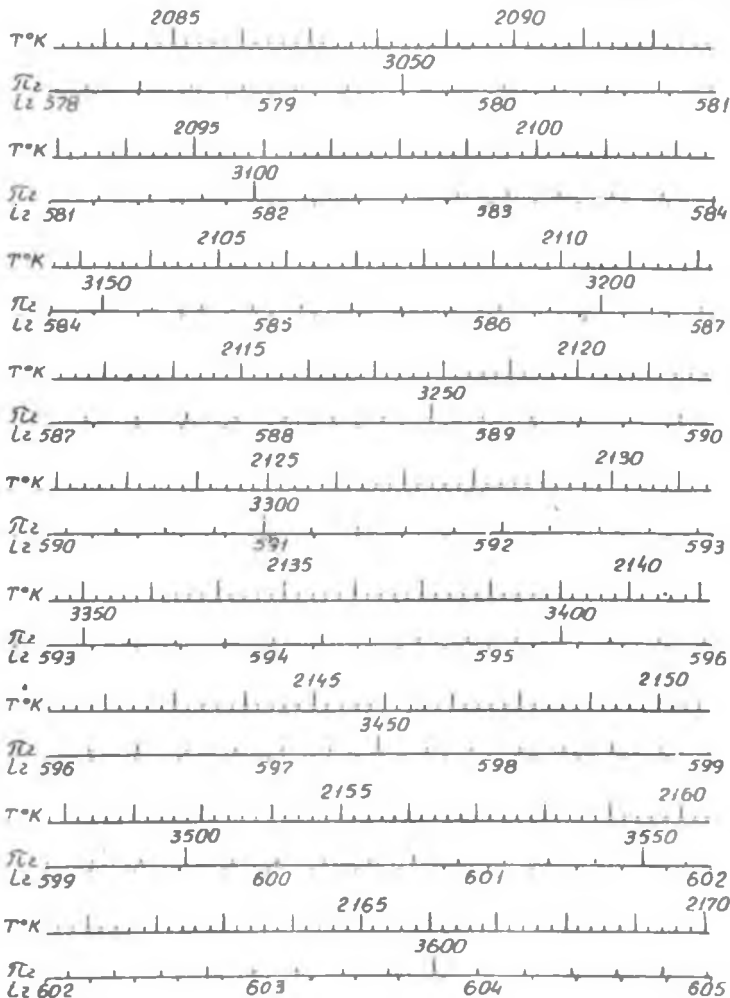
T = 1909-1996°K

 $\alpha = 4$ 

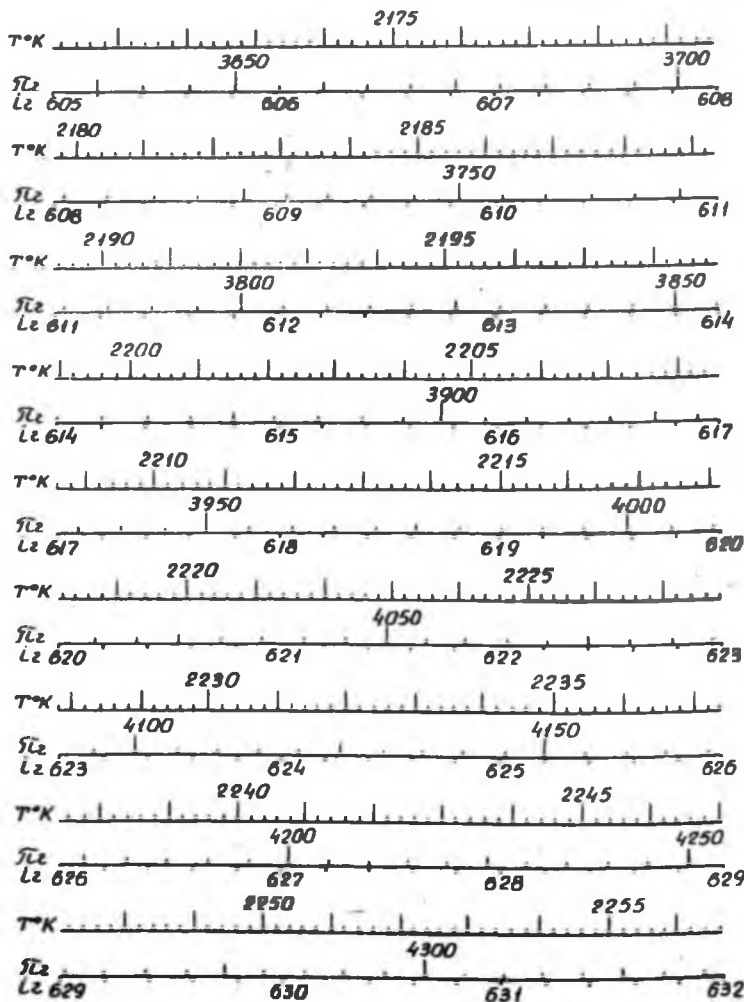
T = 1997 - 2083°K d = 4



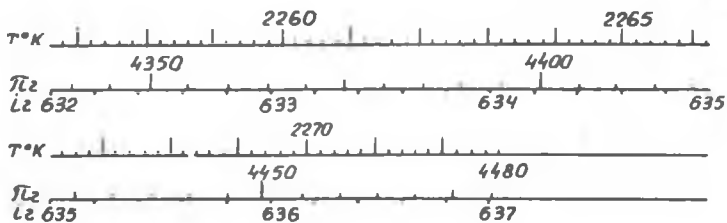
T=2084-2170°K α=4



T=2171-2256°K  $\alpha=4$



$T=2257 \div 2273^{\circ}K$   $d=4$



ЛИТЕРАТУРА

1. В. ПОЛАУМ. JS диаграммы продуктов сгорания. Энергоиздат, 1933.
2. Vincent ET *The Theory and Design of Gas Turbines and Jet Engines*, New York, 1950
3. *Gas Turbine Gas Charts Research Memorandum G-44, Bureau of Ships Navy Department, 1944*
4. И. В. КОТЛЯР. Тепловая диаграмма для воздуха и продуктов сгорания, Машгиз, 1951.
5. М. П. ВУКАЛОВИЧ, В. А. КИРИЛДИН, С. А. РЕМИЗОВ, В. С. СИЛЕЦКИЙ, В. Н. ТИМОФЕЕВ. Термодинамические свойства газов, 1955.
6. Таблицы термодинамических свойств газов. Мин. электростанций СССР, ВТИ им. Ф. Э. Дзержинского, ГЭИ, Москва, 1953.
7. С. Д. РИВКИН. Термодинамические свойства воздуха и продуктов сгорания топлив. Мин. электростанций СССР, ВТИ им. Ф. Э. Дзержинского, ГЭИ, Москва, 1955.
8. Г. И. ФУКС. Универсальная тепловая диаграмма для воздуха и продуктов сгорания, Томск, 1955.
9. *Driggs JH and Lancaster OE., Gas Turbines for Aircraft New York, 1955*
10. М. Д. АПАШЕВ. Теплоемкость технических газов. Труды лаборатории двигателей. Выпуск III, изд. АН СССР, Москва, 1957.
11. Д. Р. ПАРТИНГТОН и А. В. РАКОВСКИЙ. Курс химической термодинамики. Росхимтехиздат, 1932.
12. М. М. БОНДАРЮК и С. М. ИЛЛЯШЕНКО. Прямоточные воздушно-реактивные двигатели. Оборонгиз, 1958.

О Г Л А В Л Е Н И Е

В в е д е н и е .....	3
Термодинамические соотношения для газов с переменной теплоемкостью .....	5
Термодинамические свойства газов и топлива .....	16
Методика расчета таблиц, построения диаграмм и их использования .....	17
Точность расчетов по диаграммам .....	20
Расчет коэффициента избытка воздуха в турбинной и форсажной камерах сгорания .....	24
Методика и пример термодинамического расчета турбореактивного двигателя с форсажной камерой .....	27
П р и л о ж е н и я .....	57
Л и т е р а т у р а .....	174

Виталий Митрофанович ДОРОФЕЕВ

ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ  
ДВИГАТЕЛЕЙ С ПОМОЩЬЮ ДИАГРАММ , - ФУНКЦИЙ

Учебное пособие по курсу  
„ТЕОРИЯ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ“

Редактор - И.С.КОЛЫШЕВА

Подписано в печать 13/уп 1988 г. Е001249. Объем 11 печ.л.  
Тираж 1000 экз. Формат бумаги 60 x 84<sup>1</sup>/<sub>16</sub>. Цена 1 руб.

Куйбышевский авиационный институт им. С.П.Королева,  
г. Куйбышев, ул. Молодогвардейская, 151.

Ротапринтный цех областной типографии им. Мяги управления  
по печати при Куйбышевском облисполкоме, г.Куйбышев, ул.Вен-  
цека, 60. Заказ № 5880.