

燃气涡轮发动机燃烧室的 工作过程与计算

A. И. 米哈伊洛夫
Г. М. 戈尔布诺夫
B. B. 鲍里索夫 著
Л. А. 克瓦斯尼科夫
H. И. 马尔科夫

范作民 黄熙君 译
宁 槐 校

А. И. Михайлов, Г. М. Горбунов, В. В. Борисов,
Л. А. Квасников; Н. И. Марков
РАБОЧИЙ ПРОЦЕСС
И РАСЧЕТ КАМЕР СГОРАНИЯ
ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ
Государственное
издательство оборонной промышленности
Москва 1959

內容簡介

书中叙述了燃气涡轮发动机燃烧室的气流结构、气流通道的流体计算、气流中浓度分布等方面的实验资料，并说明了研究工作中使用的仪器。根据所得实验资料，对燃烧室工作过程进行了分析。

给出燃烧室设计和检验流体计算方法、气流结构和燃料混合气浓度的计算方法。以图表形式给出一个实验用燃烧室的详细计算例题。

本书可供从事燃气涡轮发动机研制工作的科学工作者和工程技术人员，以及高等工科院校相应专业教师和高年级学生参考。

燃气涡轮发动机燃烧室的 工作过程与计算

[苏] А. И. 米哈伊洛夫等 著
范作民 黄熙君 译
宁 槐 校

*

科学出版社出版

北京朝阳门大街 117 号

北京市书刊出版业营业许可证出字第 061 号

中国科学院印刷厂印刷

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售

*

1964 年 7 月 第 一 版 开本：850×1168 1/32
1964 年 7 月 第一次印刷 印张：9 5/16
印数：0001—3,700 字数：244,000

统一书号：15031·151

本社书号：2984·15

定价：[科七] 1.60 元

序

战后年代中噴气技术的发展对研究者特別尖銳地提出了研究燃气渦輪发动机(ТВД)燃燒室工作过程的課題,当时,燃燒室的設計是只用經驗方法进行的。

从1948年开始,許多年来,在俄罗斯苏維埃联邦社会主义共和国功勳科学家和技术家H. B. 伊諾澤姆切夫(Иноземцев)教授领导下,在莫斯科航空学院航空发动机教研室的實驗室中,对渦輪噴气发动机(ТВД)燃燒室內的燃燒过程、混合气形成过程、气流的气动結構和流体力学进行了研究。

實驗室同事們所完成的科学著作、論文和科学研究工作使我們能够揭露燃燒室工作过程演变的特性并为燃燒室解析計算建立了实际前提。在H. B. 伊諾澤姆切夫教授的领导下,为出版总结这些研究結果的专著作了准备,并建立了經過實驗室实践檢驗的渦輪噴气发动机燃燒室的工程計算方法。

尼科拉伊·維克托羅維奇·伊諾澤姆切夫过早的、突然的逝世使完成总结多年研究成果的科学著作的工作中断了。

本书用来欣慰地紀念領導过我們全部工作、指导过我們研究的老师,他曾积极地参加本书的准备工作。

本书的大部分材料都是首創的。

在緒論¹⁾(作者H. B. 伊諾澤姆切夫)中列举了对渦輪噴气发动机燃燒室的要求,叙述了組織燃燒室工作过程的一般原則。

在第一章中[作者Г. М. 戈尔布諾夫(Горбунов)],根据教研室所得大量實驗資料的分析,說明了渦輪噴气发动机带叶片扰流器燃燒室的工作过程,解釋了在火焰筒头部中火焰的稳定机理及第二股气流供入方法对燃燒室工作的影响。在分析燃气渦輪发动

1) 原文序言中所說的章次与正文不同。序言中所說的第一章为正文的緒論,序言中所說的第二章为正文的第一章,等等。今按正文改正——譯者注。

机燃燒室的主要特性时，解釋了第二股气流的不同供入方法对这些特性的影响。

在第二章中[作者 А. И. 米哈伊洛夫(Михайлов)]給出了成批生产的和实验用的燃燒室在冷吹风和工作时火焰筒内气流结构的理論研究和大量实验資料。在火焰筒内气流结构計算理論基础之后，提出逐漸复杂化的实验結果并論証了应用理論关系式計算燃燒室火焰筒气流结构的可能性。在由 А. И. 米哈伊洛夫和 Л. А. 克瓦斯尼科夫(Квасников)合写的本章第五节中闡明了燃燒室内气流结构的計算方法。

在第三章中(作者 Г. М. 戈尔布諾夫)說明了估計燃燒室流体阻力的方法，列出进气装置流阻、孔的流量系数、流入主气流的射流穿透深度和沿燃气空气通道各部分損失的分配等方面的实验数据。这里还研究了确定混合損失和加热損失的解析方法。

在第四章中讲解了燃燒室的設計和檢驗流体計算的方法(作者 Г. М. 戈尔布諾夫)，火焰筒内速度場的計算和作图(作者 Л. А. 克瓦斯尼科夫)。

在第五章中[作者 В. В. 鮑里索夫(Борисов)]給出了燃燒室火焰筒内燃料局部濃度的計算方法和提出了确定液相和汽相燃料濃度的解析关系式。其次，給出了在火焰筒内气流条件下确定紊流扩散系数的实验方法。

第六章讲解了新創的气流速度和温度的仪表測量设备和測量方法[作者 Н. И. 馬尔科夫(Марков)]，确定燃燒室火焰筒内燃料局部濃度的仪器(作者 В. В. 鮑里索夫)和研究燃燒室火焰筒内气体电离作用所用的仪器[作者 Э. Л. 索洛欣(Солохин)]。

創造性地参加了研究燃燒室工作过程的实验和实验資料整理的有 Г. Г. 加洪(Гахун)，Э. Л. 索洛欣和 С. И. 沙胡林(Шахурин)。(从他們的著作中借用了許多实验数据)，以及工程师 В. В. 波利亚科夫(Поляков)、Ю. П. 雷科夫(Рыков)、А. И. 維諾格拉多夫(Виноградов)、В. А. 戈卢別夫(Голубев)、Е. В. 特罗菲莫娃(Трофимова)和一級技術員 А. В. 戈里亚契娃(Горячева)。

作者們认为有责任对航空空气噴气发动机原理教研室的實驗室集体表示感謝,他們直接参加了实验的准备、进行和本书所引用之实验資料的整理工作.

目 录

序	v
緒論	1
第一章 渦輪噴气发动机燃燒室的工作过程和特性	8
§ 1 工作过程	8
§ 2 燃燒室特性	27
第二章 燃燒室中的气流結構	36
§ 3 計算气流結構的主要理論前提	36
§ 4 带叶片扰流器的燃燒室中气流結構的实驗研究	46
§ 5 燃气渦輪发动机燃燒室中气流結構的計算	90
第三章 燃燒室的流阻	118
§ 6 燃燒室中流体損失的估定	118
§ 7 进气裝置的流阻	124
§ 8 空气經壁面孔流入圓筒时靜压和总压的变化	132
§ 9 气流从原通道串入另一通道时的流量系数	139
§ 10 射流串入主流的穿透深度	149
§ 11 加热时气流靜压和总压的变化	157
§ 12 沿燃燒室气流通道各部分的損失分布	164
第四章 带叶片扰流器的燃气渦輪发动机燃燒室的計算 方法	167
§ 13 燃燒室的流体設計計算	168
§ 14 燃燒室的流体檢驗計算	189
§ 15 燃燒室火焰筒內速度場及平均流綫的作图	194
§ 16 燃燒室火焰筒內速度場的計算	199
§ 17 渦輪噴气发动机联管式燃燒室单火炬流路的驗算举例	207
第五章 燃气渦輪发动机燃燒室的燃料局部濃度場	222
§ 18 液相燃料局部濃度場的确定	224
§ 19 汽相燃料局部濃度場的确定	238

第六章 燃燒室內工作过程的研究方法及研究中所用的 仪器	252
§ 20 气流速度的測量	252
§ 21 气体局部温度的測量	257
§ 22 实验测定燃料局部濃度場用的仪器	275
§ 23 测定燃燒时气体离子导电区所用的仪器	282
参考文献	289

結 論

燃气渦輪发动机的燃燒室是一个嶄新的部件。創建这种部件还只是近十五年到二十年的事。航空燃气渦輪发动机原則上的特殊性使我們在設計它时不能利用固定式或船用燃气渦輪的制造經驗。所需的經驗是在发动机实验模型的修正中积累起来的。

在試驗台的条件下，在連接好的空气导管上試驗了大量不同型式的燃燒室模型。通过这些試驗选出了在尺寸、重量和性能等方面能滿足要求的某些构造形式。其中获得最广泛采用的是带叶片扰流器的直流式燃燒室。

創造具有滿意性能并保證燃燒过程穩定的燃燒室是极其困难的課題。

根据航空渦輪噴气发动机燃燒室的使用情况，对它提出了許多严格的、有时是互相矛盾的要求。

1. 特別重要的要求是燃燒室应当具有最小的尺寸。因为在很多情况下，发动机的最大迎风面积是由燃燒室决定的。燃燒室容积的有效利用程度可以用放热强度的大小来表示，所謂放热强度是指每单位压强下，每立方米燃燒室容积內燃料燃燒每小时所放出的热量：

$$Q_{vp} = \frac{3600\xi H_u G_{\text{燃料}}}{V_{\text{燃燒室}} p_2}, \quad (0.1)$$

式中 ξ ——放热效率，它代表燃燒室內燃料的燃燒完全程度；

$G_{\text{燃料}}$ ——燃料的每秒流量，公斤/秒；

H_u ——燃料的热值，大卡/公斤；

$V_{\text{燃燒室}}$ ——燃燒室容积，米³；

p_2 ——进入燃燒室空气流的压强，公斤/厘米²。

显然，在相同的燃料流量下，燃燒室的放热强度 Q_{vp} 愈大，它的容积 $V_{\text{燃燒室}}$ 就愈小。

因此,减小燃燒室尺寸的要求就意味着需要提高放热强度。

目前航空渦輪噴气发动机燃燒室的放热强度达到 $Q_{vp} = (25-50) \times 10^6$ 大卡/米³·小时·大气压。

航空渦輪噴气发动机燃燒室的放热强度約为蒸汽鍋炉炉膛放热强度的十倍,后者的放热强度为 $Q_{vp} = (2.5-7) \times 10^6$ 大卡/米³·小时·大气压¹⁾。

只有在燃燒室內实现了高质量的燃燒过程才可能得到高放热强度,高质量燃燒过程的特点是燃燒速度很高而全部工作过程(燃料的雾化、蒸发、燃燒以及燃燒产物与剩余空气的混合)的延續時間很短。因航空发动机燃燒室橫截面尺寸减小則气流速度增加,故縮短工作过程的时间有特別重要的意义。渦輪噴气发动机燃燒室燃燒区内气流的平均速度为 $w_2 = 40-60$ 米/秒,而在加力燃燒室和冲压发动机燃燒室內,此速度可达 $w_4 = 100-120$ 米/秒以上。

在高速气流中組織稳定的燃燒过程是极其困难的課題,需用稳定燃燒的特殊装置。

2. 不但燃燒室放热强度要高,还要求經濟性好,后者的重要性不次于前者。經濟性是用放热效率 ξ 来表示的。

現代渦輪噴气发动机燃燒室的放热效率不应低于 $\xi = 0.96-0.98$ 。

在发动机(燃燒室)各种工作状态下都保持高放热效率,极为重要。

3. 燃料的燃燒必須在渦輪噴管环前面某一距离处完全結束,否則局部高温区就会傳到噴管环的个别部分而使渦輪叶片被火焰燒坏。如果燃燒在渦輪前某一段距离处就已結束,那末温度場便可在燃燒室的这一段距离內拉平而形成最有利的温度分布。

4. 减小燃燒室的流阻是对航空发动机燃燒室的一个很重要的要求。燃燒室的流阻損失会使渦輪前燃气总压降低,因而发动机的推力下降,而单位燃料消耗量增加。为了說明这种情况,在表1中列举了有关渦輪噴气发动机的单位参数(单位推力 $R_{单位}$ 和

1) 目前蒸汽鍋炉炉膛的放热强度有进一步提高的趋势。

单位燃料消耗量 $C_{\text{单位}}$ 随燃烧室内流阻损失系数 $\psi_{\text{燃烧室}}$ 和总压恢复系数 $\sigma_{\text{燃烧室}}$ 而变化的数据¹⁾。

表 1

$\psi_{\text{燃烧室}}$	0	11.5	23	46
$\sigma_{\text{燃烧室}}$	1	0.95	0.90	0.80
$R_{\text{单位}}$	1	0.97	0.93	0.86
$C_{\text{单位}}$	1	1.03	1.06	1.16

总压恢复系数

$$\sigma_{\text{燃烧室}} = \frac{P_3^*}{P_2^*} \approx 1 - 0.7 \psi_{\text{燃烧室}} M_2^2, \quad (0.2)$$

式中 $M_2 = \frac{w_2}{a_2}$ —— 燃烧室进口处之马赫数；
 a_2 —— 音速。

从表中可看出，流阻损失会使涡轮喷气发动机性能显著恶化。例如，当 $\psi_{\text{燃烧室}} = 46$ 时，单位推力下降 14%，而单位燃料消耗量增加 16%。

应当注意，由于稳定的燃烧只能在相当低的流速下实现，完全避免燃烧室内的流阻损失是不可能的。此外，在气流中加热会引起特殊的总压热力损失，这损失取决于加热比和燃烧室进口的马赫数 M_2 。

要在气流中得到稳定燃烧，必须采用专门的、保证可燃混合气点火稳定的进气装置。这种装置使气流变形，造成回流区，加强气流的旋涡运动，因而有相当大的阻力。

进气装置的设计要求是在最小的阻力下保证燃烧室内燃烧稳定和完全。

5. 对于涡轮喷气发动机的正常工作来说，极其重要的是当发动机迅速改变工作状态时燃烧室不要灭火。在最初一瞬间还保持原来空气流量的条件下，急剧减少供油量所引起的发动机工作状态的迅速改变会造成很贫的混合气，即总余气系数 α 增加。换言之

1) 数据取自某发动机，其压缩比 $\pi_{\text{压气机}} = 6$ ， $w_2 = 35$ 米/秒和 $T_3 = 1200^\circ$ 绝对。

之,燃燒室不仅应当在接近于額定工作状态 $\alpha=4-5$ 的情况下,而且还应当在余气系数短時間增高到 $\alpha=60-70$ 以上时仍能保証稳定的燃燒。

6. 在起動方面对燃燒室有很高的要求。燃燒室应当保証在任何飞行条件下,包括高空飞行(这是特別复杂的)在內,都能可靠而迅速的起動。

除上面列举的主要要求外,还应当有許多工艺上和使用上的要求,如寿命长、积炭少、加速性好等等。

要滿足对燃燒室提出的所有要求是极其困难的,特别是,要实现其中很多要求,例如燃燒完全程度高和流阻小,必須采取完全相反的措施。

目前在燃燒室設計和燃燒室內工作过程的研究方面,已經积累了大量的实验資料。这些資料的系統化以及为了制訂燃燒室內工作过程的計算方法而进行的研究使我們能够提出作为燃燒室設計基础的一般見解。

根据燃气渦輪叶片的耐热强度的条件,燃燒室出口处的燃气温度不应超过 $T_3=1150-1250^\circ$ 绝对(对于不冷却的叶片)。这相当于余气系数 $\alpha=3.7-4.0$ 的燃料与空气的混合气燃燒时所达到的温度。

在气流中組織这样貧油的混合气的燃燒过程遇到了很大困难。当余气系数很大时,燃燒过程进行得非常緩慢而不稳定。

为了保証燃燒室內必需的燃燒速度,同时又要得到相当于总余气系数 $\alpha=3.7-4.0$ 的渦輪前的温度,就需要使主要的燃料量在燃燒室初始部分容积內、在余气系数 α 接近于 1¹⁾ 的条件下燃燒。

在燃燒室的其余部分需要保証燃燒产物和补充的空气互相混合,补充空气的作用是使渦輪前的燃气温度降到所要求的数值。

由于燃燒室被分为两个区域,从压气机进入燃燒室的气流也就要分为两部分。在所有近代的燃燒室中,从压气机进来的空气

1) 在这样的余气系数下,燃燒速度最大。

都分为两股,第一股空气供入主燃烧区以保证燃料的燃烧,第二股空气供入混合区以降低燃烧产物的温度。

第一股空气约占从压气机流入总空气量的 20—25%,它是根据使燃烧区内余气系数接近于 1 的条件确定的。

第二股空气(占总空气量的 75—80%)通过燃烧室火焰筒上的许多孔和缝隙进入混合区,这部分空气除与燃烧产物混合以降低燃气温度外,还用来冷却火焰筒壁,并且使涡轮前的温度场拉平。它还用来补燃未烧完的燃料和未完全氧化的燃烧产物。

在图 1 上给出了一个燃烧室的示意图。

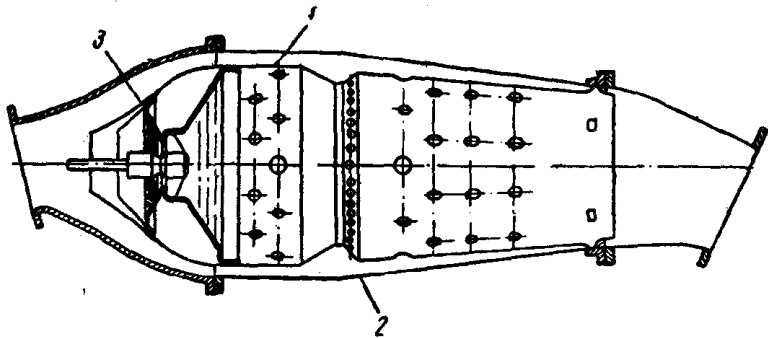


图 1 带叶片扰流器的单管燃烧室

1——火焰筒; 2——燃烧室外套; 3——进气装置。

由压气机进入燃烧室进气导管的空气由于通道的扩张而停滞,并流向燃烧室外套。燃烧室外套内有火焰筒。空气通过火焰筒壁上的孔和扰流器进入火焰筒。

火焰筒不同截面上的空气流量决定于壁面上孔的面积。在火焰筒初始部分有稳定装置和供油用的喷嘴。

所有近代涡轮喷气发动机燃烧室的一个重要特点是在燃烧室初始段装有稳定火炬的进气装置。这种装置建立所需的气流结构,以保证新鲜可燃混合气的点火并创造有利于形成稳定焰锋的条件。

进气装置及燃料喷嘴共同保证火焰筒内有利的燃料浓度场。浓度场决定燃烧室内焰锋的位置、火焰表面和燃烧速度的大小。

进气装置可以是带叶片扰流器或不带叶片扰流器的。叶片扰流器的作用是建立周围旋转环形气流。不带叶片扰流器式进气装置的构造则利用非流线体作用建立喷嘴周围的气流系统。为此，在火焰筒进口以挡板做成专门的导向气流通道(图2)。

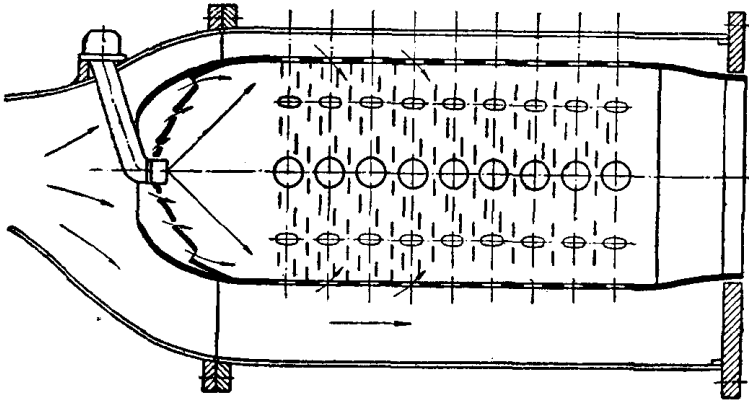


图2 不带叶片扰流器联管式燃烧室单火炬气流通道

根据自由射流的一般理论可得通过叶片扰流器进入燃烧室空气射流发展的概念。

应用紊流自由射流的扩展规律来计算从扰流器流出的周围旋转环形气流，可以足够准确地计算出燃烧室初始各截面上的气流结构。

欲使进气装置的流阻最小而仍得到火焰筒内所需的气流结构，就必须了解扰流器后气流的基本规律，并会计算这种气流结构。

空气沿燃烧室长度的分配和第二股气流进入燃烧室的穿透深度对燃烧室的燃烧完全程度和熄火特性有很大影响。

燃烧室气流通道的流体计算任务是确定向燃烧室供入第二股气流流孔总截面的大小，计算流孔直径和沿火焰筒长度流孔的分布。计算应当保证给定的空气分配规律，这规律决定了流阻最小而燃烧完全程度高，并且熄火特性满意。

确定了第二股气流进入主流的扩展规律，并研究了流孔内外都有主流时孔的流量系数，即可进行上述计算。火炬的位置和燃

燒穩定性在很大程度上決定于燃燒室火焰筒內燃料的分布。穩定器后的氣流結構必須與燃料濃度場正確地配合。

在渦輪噴氣發動機燃燒室內，通常用離心式噴嘴霧化燃料。燃料濃度分布可以順序計算蒸發油珠的軌迹和燃料蒸氣的擴散來求出。根據噴嘴特性知道了油珠的初始速度和油珠直徑，以及知道了氣流結構、氣流的速度、密度和溫度以後，就可以計算在慣性力和空氣動力作用下油珠的運動、油珠的蒸發和蒸汽的擴散，因而可計算出燃燒室內的燃料分布。

顯然，知道了燃料分布、氣流的結構，並且有了足夠可靠的紊流燃燒速度的數據以後，就可以確定燃燒室內火炬的位置和計算沿燃燒室長度燃料的燃盡規律。

因此，要了解並計算渦輪噴氣發動機燃燒室工作過程的特點，必須解決三個主要課題：

1. 研究並學會計算燃燒室火焰筒內的氣流結構。
2. 制訂燃燒室流體計算方法，要能確定燃燒室內的流阻和火焰筒壁上流孔截面的大小。
3. 能計算燃燒室內的燃料濃度。

此外，最好能足夠可靠地知道紊流燃燒速度。

解決了上述三個課題，就可以足夠準確地反映實際工作過程而進行燃燒室計算了。在本書中給出了針對解決這些課題的燃燒室工作過程的研究結果。

渦輪噴氣發動機燃燒室工作情況下的紊流燃燒速度是十分複雜和獨立的課題，目前學者們正在研究。

第一章

渦輪噴氣發動機燃燒室的工作過程和特性

§1 工作過程

氣流結構，燃料分布和燃燒區在火焰筒內的位置是工作過程的各个方面。

在頭部裝有葉片擾流器的單管或聯管燃燒室中研究了燃燒室的工作過程。研究了成批生產的發動機燃燒室和實驗用的燃燒室。試驗時，或者直接通過發動機的連接管，或者由直管將空氣通入燃燒室。燃燒室外殼上裝有專門的襯套接頭（圖3），允許將儀器插入火焰筒的內部空腔以測量局部溫度、氣體速度、燃料濃度、局部余氣系數及火焰電離電流等。

圖4和圖5表示燃燒室當余氣系數 α 等於15和6工作時所得溫度分布及其數值。圖上表示出熱電偶探測的截面，和各測量點相對於空氣起始溫度 T_2 的溫度增量（ $\Delta T = T_{\text{測量}} - T_2$ ）。虛綫表示根據火焰筒內氣流結構的研究數據所得的回流區邊界。

在燃燒區內，也就是火焰筒初始部分，根據氣體溫度沿截面的變化，可分為三層。靠近火焰筒壁面沿流向厚度漸減的那一層內，氣體溫度等於空氣起始溫度 T_2 ，或稍高。下一層中，氣體溫度在燃燒過程和紊流摻混的作用下迅速升高。在火焰筒中心區內為等溫區，其中無燃燒，充滿燃燒產物。

根據溫度變化的這種特點，可以斷定，火焰筒初始部分內的燃燒過程是在一定厚度的氣流層內進行的。此氣流層的內邊界由溫度升高綫和等溫綫的交點所確定。

在圖6上用圖綫表明了成批生產的一個發動機燃燒室的兩個橫截面上的溫度場和燃料局部濃度場。由圖可見，燃燒時，火焰筒

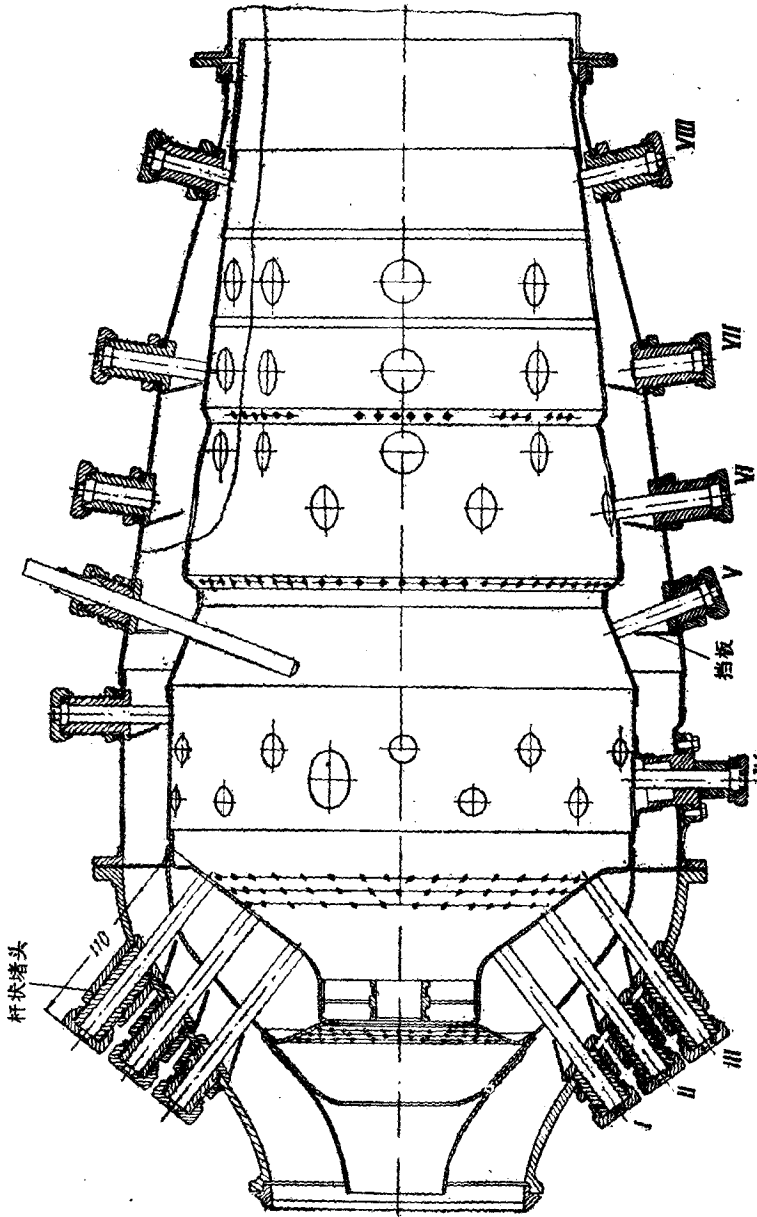


图 3 带有衬套堵头以将各种仪器插入火焰筒内的燃烧室

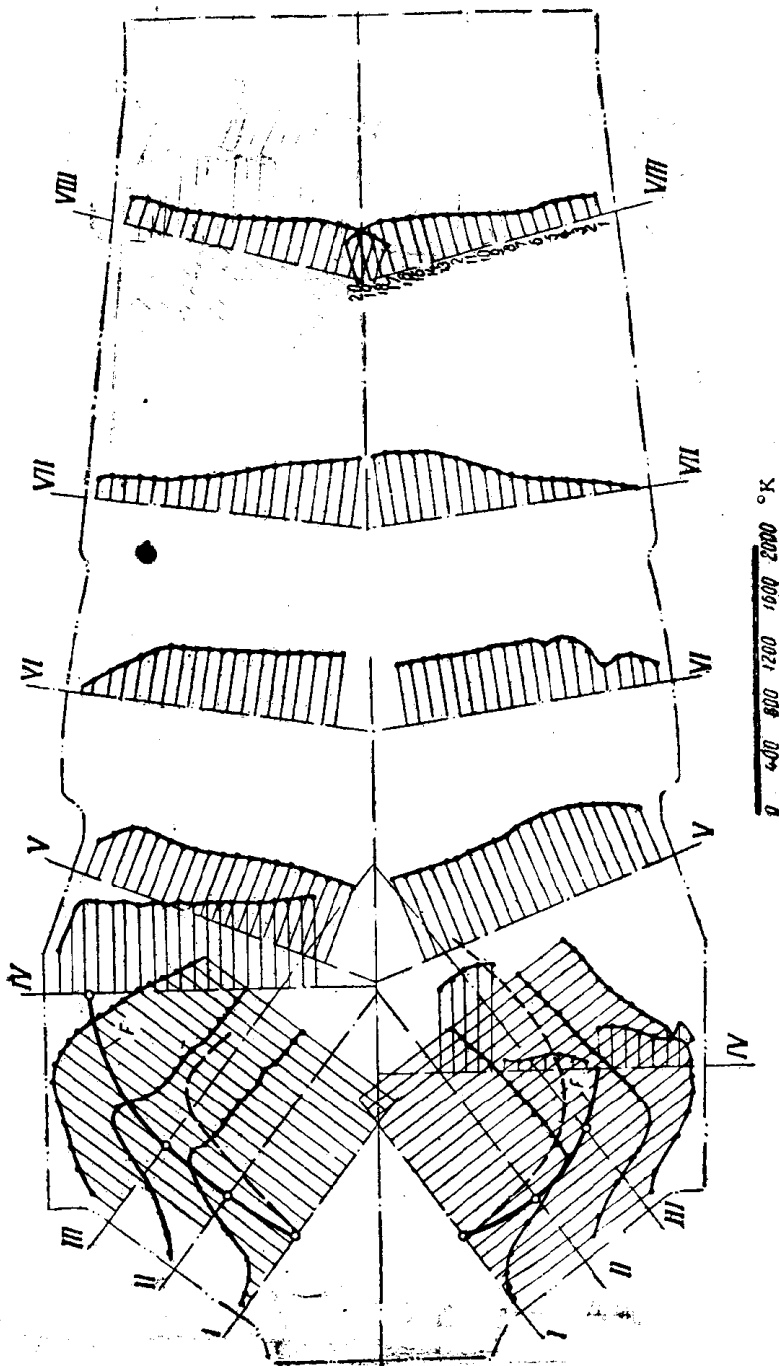


图 4 $\alpha = 15$ 时, 燃烧室火焰筒内的温度场