

# 固体火箭发动机 设计基础

下 册

张吉瑞 龚昌明 叶庆棠 李志明等译



兵器工业部第二一〇研究所

一九八二年十月

V435  
1005



30265444

# 目 录

第六章 固体火箭发动机点火器 .....	( 1 )
第一节 引言 .....	( 1 )
第二节 技术发展现状 .....	( 1 )
2.0 综述 .....	( 1 )
2.1 发火系统 .....	( 11 )
2.2 能量释放系统 .....	( 20 )
2.3 硬部件 .....	( 23 )
2.4 设计验证试验 .....	( 25 )
第三节 设计标准和推荐的设计方法 .....	( 28 )
3.0 综述 .....	( 28 )
3.1 发火系统 .....	( 30 )
3.2 能量释放系统 .....	( 35 )
3.3 硬部件 .....	( 44 )
3.4 设计验证试验 .....	( 48 )
参考资料 .....	( 50 )
第七章 固体火箭发动机金属壳体 .....	( 64 )
第一节 引言 .....	( 64 )
第二节 技术发展现状 .....	( 64 )
2.1 壳体形状 .....	( 65 )
2.2 材料的选择 .....	( 67 )
2.3 壳体设计 .....	( 74 )
2.4 壳体制造 .....	( 85 )
2.5 试验及检验 .....	( 85 )
第三节 设计标准和推荐的设计方法 .....	( 87 )
3.1 壳体形状 .....	( 87 )
3.2 材料选择 .....	( 89 )
3.3 壳体设计 .....	( 95 )
3.4 壳体制造 .....	( 106 )
3.5 试验及检验 .....	( 107 )
参考资料 .....	( 109 )
第八章 固体火箭发动机的内绝热层 .....	( 119 )
第一节 引言 .....	( 119 )
第二节 技术发展现状 .....	( 119 )
2.1 一般考虑 .....	( 121 )

2.2	材料选择	(125)
2.3	热环境的评定	(135)
2.4	绝热层设计	(140)
2.5	绝热层的配制及工艺	(148)
2.6	设计验证	(152)
第三节	设计标准和推荐的设计方法	(157)
3.1	一般考虑	(157)
3.2	材料选择	(159)
3.3	热环境的评定	(162)
3.4	绝热层设计	(164)
3.5	绝热层的配制及工艺	(167)
3.6	设计验证	(169)
	参考资料	(169)
第九章	固体火箭发动机喷管	(178)
第一节	引言	(178)
第二节	技术发展现状	(178)
2.1	喷管设计的各种要求和限制条件	(189)
2.2	喷管形状和结构	(191)
2.3	喷管分析	(217)
2.4	喷管质量保证	(225)
第三节	设计标准和推荐的设计方法	(226)
3.1	喷管设计的各种要求和限制条件	(226)
3.2	喷管形状和结构	(226)
3.3	喷管分析	(234)
3.4	喷管质量保证	(237)
	参考资料	(240)
第十章	固体火箭推力向量控制	(251)
第一节	引言	(251)
第二节	技术发展现状	(252)
2.1	柔性接头	(254)
2.2	液体喷射推力向量控制	(289)
第三节	设计标准和推荐的设计方法	(320)
3.1	柔性接头	(320)
3.2	液体喷射推力向量控制	(333)
	参考资料	(349)
第十一章	固体火箭发动机静止点火试验	(361)
第一节	引言	(361)
第二节	技术发展现状	(362)
2.1	发动机试验设计规定	(362)



2.2 试验中监控发动机各种现象的设备和方法·····	(374)
第三节 设计标准和推荐的设计方法·····	(397)
3.1 发动机试验设计规定·····	(397)
3.2 试验中监控发动机各种现象的设备和方法·····	(403)
参考资料·····	(412)



## 第六章

# 固体火箭发动机点火器

## 第一节 引言

固体火箭发动机的推进力是由高温高压下固体推进剂的可控燃烧得来的。点火器的作用是引起这种可控燃烧反应按预计的方式和规定的速度进行。点火系统的设计者一般能够满足对点火器的各种要求。然而，在满足最佳可靠设计的低研制成本方面存在着主要问题。其原因主要是缺少基本设计方法的坚实理论基础。必须依靠试验确定的设计参数关系式，而这些试验关系式不能有效地调节全部有关变量，也不适合于设计最佳化。写作这本专论的目的是帮助设计者修正这些不足，并为成功的点火器设计提供了简明而综合的设计方法和步骤。

这里所介绍的设计方法，最根本的是设计者必须了解点火过程的理论和实践。因此，本文综合介绍了现代固体推进剂点火理论，接着专题讨论了每个点火器基本部件、它们的相互关系及计算方法。大多数固体火箭点火器的组件是：(1)发火系统，(2)能量释放系统及(3)包装(1)和(2)两个系统的硬部件及其它部件，这些部件将点火器各部分连接起来，并安装于火箭发动机上。叙述了现代制式火箭发动机使用的发火系统、能量释放系统、有关的硬部件及其发展现状。重点分析了设计方法以及确定这些方法的理论或试验。

设计的第一步是确定全部规定界限和对点火系统的基本要求。当设计开始进行后，必须确定每个部件的特征及能力。因此，本文介绍了以这些要求为基础的资料，以使设计者能以系统方式解决设计问题。这些资料包括根据系统要求提出的限制(如物理界面、环境、工作条件、安全和可靠性)以及根据发动机基本要求提出的必要限制(如点火时间、升压速度和冲击输出)。根据这些限制对点火器单个零件、三个基本部件和整个设计的影响来考虑每种形式的限制。

## 第二节 技术发展现状

近年来，对点火过程进行了广泛研究，大大增强了对点火过程的综合理解。这些知识应用于点火器，已使点火器的设计技术有了很大改进。本节介绍点火现象分析技术的发展现状和关系，同时叙述现有的发火系统、能量释放系统及硬部件。

### 2.0 综述

图1示出典型固体火箭发热剂点火系统的部件。顾名思义，发火系统激起发动机点火过程。在发火器内，机械、电或化学输入激励转化成能量输出，将能量释放系统点燃。能量释放系统供给点燃火箭发动机推进剂所需的能量，通常为热能。发火剂和能量释放组分由诸如

点火器壳体、外壳、喷咀和套等硬部件包装起来。这种硬部件也提供了点火器的安装方式：  
 (1)可作为发动机壳体的永久部分；(2)可装在能消耗或被喷射出的临时支架上；或(3)装在发射架上。

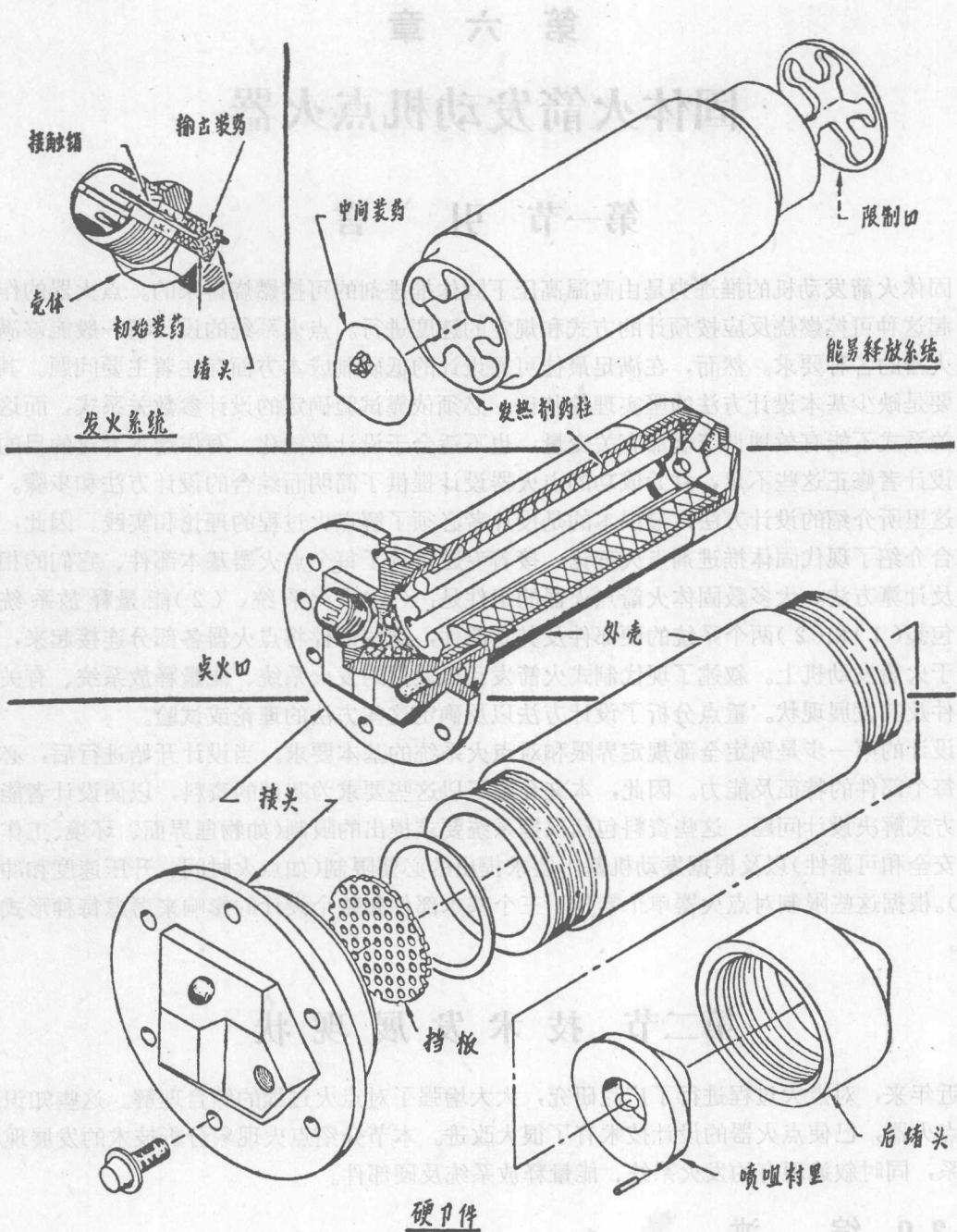


图1 典型固体火箭发热剂点火系统

固体火箭点火器的许多类型和改型都已成功地用于固体火箭发动机推进剂的点火。这些不同类型点火器的发火系统、能量释放系统及其硬部件的特性分别详细介绍于2.1、2.2和2.3

节。设计者必须解决的首要问题之一是确定特定应用中适用的系统类型。进行这种选择时，最重要的是调整和估算影响设计的因素。这些影响因素一般可归为三类：弹道性能、系统界面或使用环境条件。

## 2.0.1 设计要求

### 2.0.1.1 弹道性能

弹道性能包括点火时间、点火过渡特性和冲击输出。由最后使用要求提出对这些特性的限制，并可以不同的方式予以表达，举例说明如下：

(1) 规定达到要求性能的时间，如最大压力的10%，平均推力的75%等。

(2) 规定推力-时间、压力-时间或冲量-时间曲线。

(3) 规定推力作用或压力上升的速度限。

发动机的预定任务也可能要求在点火起作用 and 发动机点火之间有一定时间的延期，这种点火延期可由点火器来实现。延期时间范围在几毫秒—几秒钟之间，并可使几个发动机依次点火，或使一个发动机数次点火。这种点火延期通常由组合式发火器来完成。

明确规定性能要求之后，设计者必须评定发动机设计特征对点火器类型选择的影响。发动机内部形状、药柱设计、推进剂性质和喷管构形都影响点火器的选择。

### 2.0.1.2 系统界面

通常对固体火箭发动机的尺寸、重量和结构形状有一定限制，以保证发动机能与其它部件相吻合，并使整个导弹符合于武器系统的要求。发动机的这些限制影响点火器特征，例如影响到它与电系统或其它方式发火系统的连接方式、它与安全/支路作用方式的连接方法以及点火器的安装部位和尺寸。发火方法及其设计特性必须与发火激励系统所能提供的能源、类型和大小相一致。

### 2.0.1.3 使用环境

点火器应承受的环境条件主要取决于最后列出的应用和贮存条件，这些条件通常在设计开始时就规定了。普通规范，如MIL-1-23659(资料1)、MIL-STD-322(资料2)或MIL-E-5272(资料3)对这些条件作了概括。表1列出了某些通用要求和适合的试验方法。在用试验确定要求之前，相对于点火器的实际预料环境评定试验方法时，要用最好使用的要求和试验进行评定。当实际上仅需要普通规范的一部分要求时，则通常使用普通规范的全部要求，但这样做会使部件的成本增高。

## 2.0.2 点火理论

在研究确定固体火箭点火器设计要求的分析方法时，涉及到分别研究的三个基本方面：

(1) 点火涉及的物理化学过程的正确理论处理；

(2) 点火的能量释放及其传递过程的精确估算方法；

(3) 推进剂对外能响应的可靠预估方法。因此，分别介绍这三方面的点火理论。

### 2.0.2.1 物理和化学过程的理论分析

推进剂点火过程的充分描述必须考虑外能的作用以及这种外能输入引起的表面及表面附近的放热反应。由于固体推进剂组分的复杂性和多样性，使可能的化学反应及热反馈形式如此之多，以致不能用单一的理论描述所有类型的点火特性。然而，对于某一推进剂来说，可能存在有一或二个控制速度的反应，这些反应可以分析确定，并证明可很好地用于预估点火特性。推进剂类型及点火条件不同时，其点火过程的控制反应亦不同，控制反应的这种变化



表1 对点火器经常规定的环境要求

要 求	MIL-1-23659(资料1)		APO110 STD发火器		MIL-STD-322(资料2)		注
	试置 装号	试 验 要 求	试置 装号	试 验 要 求	试置 装号	试 验 要 求	
漏 泄	198	10 <sup>-5</sup> 毫升空气/秒	548	10 <sup>-6</sup> 毫升氦/秒			
震 动	12	MIL-STD-331/ 101(资料4)			24	MIL-STD-331/ 101	非现行的
混 杂	12	MIL-STD-331/ 102 40英尺					非现行的
跃 落	6				25	MIL-STD-331/ 103 40英尺	非现行的
跃 落			6	8英尺			现行的
冲 击	12	200g, 1.5±0.4 毫秒	40	100g, 11毫秒,			
溫度 and 湿度	36	-65°F/160°F, 90%RH, 28天	16	-70°F/165°F, 95%RH, 10天	50	-65°F/160°F, 95%RH, 28天	MIL-STD -331/105
振 动	12	10—2000赫±10g, 90分钟共振	48	10—200赫,0.01— 0.16g/CPS,22分钟	24	MIL-STD-331 /104	
盐 雾	12	MIL-E-5272(资 料3)方法1 (168小 时)	10	MIL-STD-331/ 107,48小时,现行的 96小时, 非现行的			
高 溫 貯 存	36	160°F, 24天			300	160°F, 28,36, 84天	
溫 度 循 环			172	20次, 1小时, -260°F, 半小时, 300°F			
低 溫 性 能	12	12小时, -80°F	30	1小时, -260°F	75	保温至-65°F	
高 溫 性 能	12	12小时, 225°F	50	1小时, 300°F	75	保温至160°F	
高 度	24	80000英尺、 -80°F和225°F	122	350,000英尺、 300°F			
自 燃	12	200°F, 360小时	6	400°F, 1小时			非现行的
防 雷							MIL-STD- 331/110
淋 雨 试 验							MIL-STD- 331/109

性可用于分析不同研究者试验数据及理论之间的许多差异。

在大多数实际点火系统中，固体推进剂的点火主要受热感应时间的控制，在热感应期间，推进剂表面温度在外热作用下升高，使表面化学反应速度加快。推进剂的放热反应迅速变成主要的热源，并使推进剂点火。

完善解释固体推进剂点火过程的理论研究已确立了几种分析模型，这些模型中似乎有三个模型代表着主要学派。这三个模型一般称作固相、非均相和气相点火理论。虽已证明，每个理论在某些条件下是可靠的，但没有一个理论能为这个领域里的专家们普遍接受。这三个

模型的主要区别是放热反应相对于推进剂表面的位置及反应组分的物理状态。关于点火理论的最完整的综合分析可参见资料5。这篇资料综述了下列点火理论的主要观点及其假设。

### 2.0.2.1.1 固相理论

第一个固体推进剂点火固相理论的分析模型是Hicks(资料6)提出的。这一模型以外热流传到推进剂表面上的热量以及固体推进剂表面放热反应产生的热量来确定点火期间推进剂表面的温度瞬变。采用了半无限大固体内一维热流的经典假设,用下列偏微分方程表示加热热量:

$$\rho c \left( \frac{\partial T}{\partial t} \right) = k \left( \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} \right) + \rho Q Z \exp(-E/RT) \quad (1)$$

式中,  $\rho$  = 推进剂固态密度, 克/厘米<sup>3</sup>

$C$  = 定压比热, 卡/克·°C

$T$  = 温度, °K

$t$  = 时间, 秒

$k$  = 导热系数, 卡/厘米·秒·°C

$Q$  = 单位质量反应热, 卡/克

$Z$  = 前指因数, 秒<sup>-1</sup>

$E$  = 活化能, 卡/克分子

$R$  = 通用气体常数, 卡/°K·克分子

$X$  = 离气-固界面的距离, 厘米

在最近的研究中,在方程中增加了关于影响能量累积速度的附加因数项,其总方程可写作:

$$\rho c \left( \frac{\partial T}{\partial t} \right) = k \left( \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} \right) + \rho c r \left( \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \beta \dot{q} \exp(-\beta x) + \rho Q Z \exp(-E/RT) \quad (2)$$

式中,

$$P_{cr} \left( \frac{\partial T}{\partial X} \right) = \text{由于组分反应产生的表面消失效应,} \quad (2a)$$

$$\beta \dot{q} \exp(-\beta X) = \text{由于光学透明性造成的能量吸收,} \quad (2b)$$

$r$  = 固体推进剂表面的线消失速度, 厘米/秒

$\beta$  = 辐射消光系数, 厘米<sup>-1</sup>

$\dot{q}$  = 单位面积上的能量流, 卡/厘米<sup>2</sup>·秒。

此外,系数  $Z$  可以改变,以表示点火瞬变期间由于反应物消耗引起的反应物浓度变化的影响。资料5介绍了所涉及的边界条件及假设,并对其作了重要分析,在此简略介绍。

这个理论称作固相“热”理论,因为它忽略了任何气相组分参与的任何化学反应和扩散。这一理论是针对双基推进剂提出的,已知这类推进剂具有放热凝缩相反应。这一理论的主要缺点是其忽略了反应表面层的真实物理本质,反应表面层与原始推进剂表面不同,在反应表面层上有化学变化、起泡和熔化等。而且,这一理论忽略了涉及气相组分的过程,但试验已证明,气相组分参与的过程在反应中是重要的。

### 2.0.2.1.2 气相理论

试验证明,在某些条件下,环境气体组成及压力对某些固体推进剂的点火特性有一定影响。固相理论不能包含这种影响,这就促使了气相点火理论的发展(资料7和8)。这一理论假定,加热的氧化性环境气体引起了燃料最初的吸热分解。这样生成的燃料气体扩散至热的氧化性气体中,并在推进剂表面附近发生放热反应。描述这一理论的分析模型是一维的,其放热反应速度取决于燃料-氧化剂浓度及气体温度。描述反应的质量和能量传递的微分方程组如下:

质量扩散:

$$\left(\frac{\partial C_f}{\partial t}\right) = K_f \left(\frac{\partial^2 C_f}{\partial x^2}\right) - C_f C_o Z \exp(-E/RT) \quad (3)$$

$$\left(\frac{\partial C_o}{\partial t}\right) = K_o \left(\frac{\partial^2 C_o}{\partial x^2}\right) - C_f C_o Z \exp(-E/RT) \quad (4)$$

能量扩散:

$$\left(\frac{\partial T}{\partial t}\right) = \alpha \left(\frac{\partial^2 T}{\partial x^2}\right) + \left(\frac{Q}{\rho c}\right) C_f C_o Z \exp(-E/RT) \quad (5)$$

式中,  $C_f$  = 燃料中的反应物浓度, 克/厘米<sup>3</sup>

$K$  = 质量扩散系数, 厘米<sup>2</sup>/秒

$C_o$  = 氧化剂中的反应物浓度, 克/厘米<sup>3</sup>

$\alpha$  = 热扩散系数  $\left( = \frac{R}{\rho C} \right)$ , 厘米<sup>2</sup>/秒。

资料8和9指明了边界条件和假设,资料5对假设的影响作了重要分析。

已用激波管试验对气相理论作了评定(资料10),试验时用氧化性气氛点火。根据这种实际试验和假设仅当冲击波达到推进剂表面时表面温度才继续升高到使燃料热解的值,来仔细地选择模型。点火延期则是由于燃料扩散到氧化剂内达到自热维持放热气相反应程度所需的时间造成的。由于现在的气相模型假设,氧化剂来自气体环境,而不是来自推进剂,所以,在该模型与实际推进剂点火过程的关系方面仍有某些不确切性。主要用氧化性气氛进行的有关激波管试验证实了分析模型,但没有解决模型与推进剂点火过程的关系问题。然而,模型和试验都显示出点火特性与环境气氛的关系类似于在火箭发动机情况下所获得的关系,凝缩相模型不能解释这种关系。

### 2.0.2.1.3 非均相理论

某些氧化性液体和气体能与固体推进剂接触发生放热反应,这就形成了以这种非均相反应构成的点火理论。这种理论系一种一维模型,质量和能量扩散进半无限大的氧化性气体区中,热量传导至半无限大固体中。表面反应供给全部能量,假定其反应速度为温度的函数,并可用阿累尼乌斯关系表示。当推进剂表面上某些任意选择的点发生温度的高速变化时,则认为推进剂点火。用下列数学模型表达这一理论,其初始和边界条件见资料11:

$$\left(\frac{\partial T_c}{\partial t}\right) = \alpha_c \left(\frac{\partial^2 T_c}{\partial x^2}\right) \quad (6)$$



$$\left(\frac{\partial T_g}{\partial t}\right) = \alpha_g \left(\frac{\partial^2 T_g}{\partial x^2}\right) \quad (7)$$

$$\left(\frac{\partial C_o}{\partial t}\right) = K_o \left(\frac{\partial^2 C_o}{\partial x^2}\right) \quad (8)$$

$$\left(\frac{\partial C_p}{\partial t}\right) = K_p \left(\frac{\partial^2 C_p}{\partial x^2}\right) \quad (9)$$

式中符号见前，脚码 p、c 和 g 分别表示燃烧产物、凝缩相和气体。

根据这一理论，可以预料氧化剂的浓度对点火延期有重大影响，这已由自燃研究所看出。自燃理论可以定性的观点扩大用于下列情况，即氧化性成分可由外热造成的推进剂内部的氧化剂分解所提供，氧化剂分解产物在凝缩相内或推进剂表面上与燃料反应而构成非均相反应。资料 5 介绍了关于这一理论的综合分析及其与固相理论和气相理论的关系。和气相理论的情况一样，非均相理论能够解释气体环境对点火的影响。

#### 2.0.2.1.4 讨论

充分比较上述理论精确预估点火过程的相对能力是不容易的，因为这些理论的形成采用了不同外热源的不同假设。自燃点火不涉及外热源，气相理论假设推进剂表面温度瞬时跳到分解所需要的温度。相反，固相理论不考虑环境氧化性气体浓度和压力对点火的影响。当从推进剂表面化学反应开始至达到稳态燃烧条件所需要的时间占整个点火过程的大部分时间时，则点火标准的选择是一个重要的考虑。如上所述，三个主要理论在这一点上也是不同的。

在上述每个理论的研究中所获得的知识对于综合理解点火过程起很大作用，虽然目前尚没有任何一个理论能充分地确定整个点火过程。对常规实验室试验的主要要求是在遵循试验条件的情况下，结合考虑了凝缩相、表面和气相反应的统一分析模型来合理模拟火箭发动机的点火条件。

#### 2.0.2.2 点火器能量释放和传输的估算

上节已讨论了发动机推进剂对给定外能的响应。然而，没有考虑所设计点火器对这一能量提供的问题。在这方面的研究及理论发展尚不广泛，虽然如此，但在改进设计技术方面也有某些进展。

确定给定点火器设计传递给推进剂表面的能量需要：(1) 确定该点火器能流的空-时关系；(2) 知道传热的主要形式及其有关的传热系数。

为获得对推进剂表面热量输入的总速率，必须包括经由对流、热传导、辐射、重化合、化学反应以及推进剂表面上的凝缩所传输的热量。资料 12 介绍了每种这些传热过程的方程。然而，在热感应期间，对流和辐射是重要的传热方式，其它影响则可忽略。对于这种情况，沿火箭发动机气流通道任何点上热传递可由下式表示：

$$\dot{q} = h(T_g - T_s) + \sigma \epsilon (T_g^4 - T_s^4) \quad (10)$$

式中， $h$  = 薄膜热交换系数，卡/秒·厘米<sup>2</sup>·°K，

$T_g$  = 在与推进剂表面薄膜接触点上的点火器气体温度，°K

$T_s$  = 推进剂表面温度，°K

$\sigma$  = 斯蒂芬-波尔兹曼常数，卡/厘米<sup>2</sup>·秒·(°K)<sup>4</sup>

$\epsilon$  = 热粒发射率, 无因次。

这一关系受到确定 $h$ 、 $T_g$ 和 $\epsilon$ 的限制。在许多应用中(如,小通气孔发动机的发热剂点火),辐射影响可以忽略,其热流量可简化为:

$$\dot{q} = h(T_g - T_s) \quad (11)$$

许多研究者(资料13—18)已研究出适用于预估 $h$ 值的关系。每个研究者都使用了雷诺数( $Re$ ),普朗德数( $Pr$ )和努塞尔数( $Nu$ )之间的下列关系:

$$Nu = a Re^b Pr^c = \frac{D_p h}{k_g}, \text{ 无因次} \quad (12)$$

式中,

$D_p$  = 发动机通气孔直径

$k_g$  = 流动气体的导热系数

然而,不同研究者在系数 $a$ 和指数 $b$ 及 $c$ 经验确定的数值上有所不同。适用于特定情况的关系式通常是有关条件和参数的细心评定选择的。

典型点火器热流量分布的定量描述是固体火箭点火器设计方法研究中还很不充分的一个方面。最普通的方法是假定点火器气体温度不变(空间的及时间的),这一温度可根据已知的或计算求得的膨胀至给定发动机通气孔体积的等容火焰温度估算出来。热损失对空间分布的影响可以忽略不计,或者可根据点火器质量流率、气体热力学性质和对推进剂的平均热流量估算出平均热损失。将温度表达为局部气体温度 $T_g$ 与等容火焰温度 $T_0$ 的空间关系比,便可使方程变为更一般化的形式。如此导出的一个方程(资料17)是:

$$\theta = \frac{1}{r} \exp(-\lambda x^{0.8}) \quad (13)$$

式中,  $\theta = T_g/T_0$ 。 (13a)

$$\lambda = 0.037 \left( \frac{\mu g}{\dot{m}_i} \right)^{0.2} \frac{P}{A_f^{0.8}} \quad (13b)$$

$\dot{m}_i$  = 点火器质量流率, 磅质/秒

$P$  = 气流面积周边, 英尺

$A_f$  = 燃烧室气流面积, 英尺<sup>2</sup>

$x$  = 离喷管出口的距离, 英尺

$\mu$  = 点火器推进剂排气的动力粘度, 磅力-秒/英尺<sup>2</sup>

$g$  = 重力常数, 英尺/秒<sup>2</sup>

$\gamma$  = 比热比。

上面讨论的现代分析方法表明,在描述点火过程与点火器和发动机变量关系的能力方面有了大的进展。然而,方法的精确度和适用性受到有关假设和各常数数值不确切性的限制。在将这种方法应用于给定情况的分析之前,必须细心的考虑这些限制。

### 2.0.2.3 推进剂对外能响应的预估

第2.0.2.2节中所讨论的理论和经验计算方法是关于确定由点火器热流量引起的推进剂表面温度升高的方法。为了合理地应用这些计算方法,设计者必须知道特定推进剂在具体发动机使用条件下点火所需要的推进剂温度场。

虽然关于固体推进剂点火器控制反应尚未取得一致的看法,但上述的试验所涉及的研究及理论探索(第2.0.2.1节)已提供了某些关于推进剂对外热流量响应的有价值的的基本数据。

点燃常用推进剂所需的热量已用对流加热(资料19—21)、传导加热(资料22)、辐射加热(资料23—26)和化学加热(资料27)等方式作了估算。对能量供给速度、环境压力和环境气体组成的影响已作了估算,并发现,在某些条件下这些影响是重要因数。

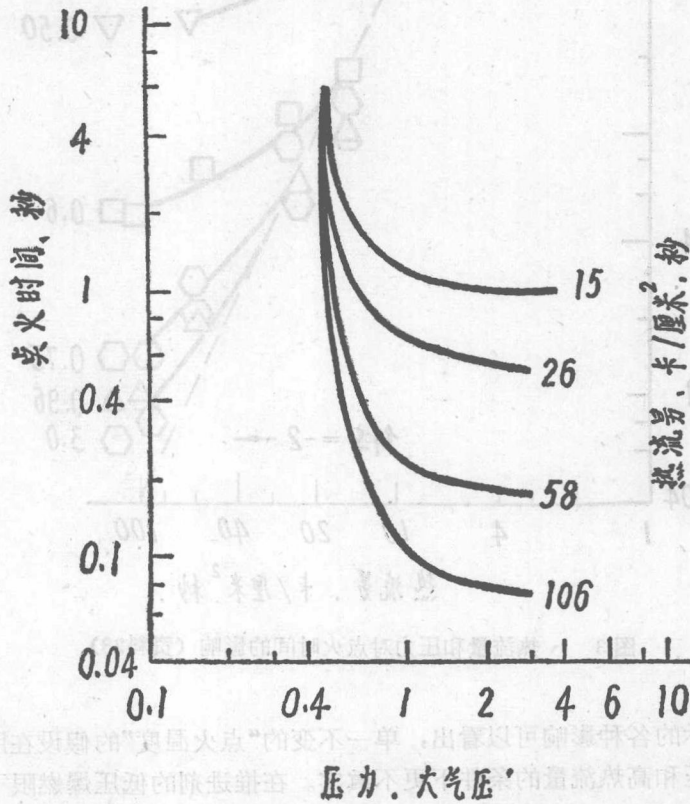


图2 在各种热流量下,压力对推进剂点火时间的影响(资料28)

广泛使用辐射加热的电弧炉评定推进剂的点火特性。这种电弧炉能严格控制热流强度,以便独立变化诸如压力、气体组成和气体速度等环境条件。这种试验的一个重要作用是确定压力对推进剂点火器影响。已经确定,大多数推进剂显示出一“临界点火压力”,在此压力以下,推进剂不能点火,在此压力以上,需要的点火能随压力的升高而减少,直至达到压力无关段为止。这种特性说明于图2(资料28)。

许多实验室共用的介绍数据的有效方法是在对数坐标上划出点火时间  $t$ -热流量  $\dot{q}$  的图。这种方法是以下列关于恒定热流量下表面温度  $T_s$  对暴露时间  $t$  的热传导方程为基础的:

$$\dot{q}\sqrt{t} = \frac{(T_s - T_0)\sqrt{\pi\rho ck}}{2} \quad (14)$$

因此,如果点火时存在一临界表面温度( $T_s = T_i$ )及初始温度固定不变的话,则当时间  $t = t_i$  以及划出的曲线为具有斜率 -2 的直线时,方程(14)右边的项就基本上为常数。图3 示出一实例(资料28)。



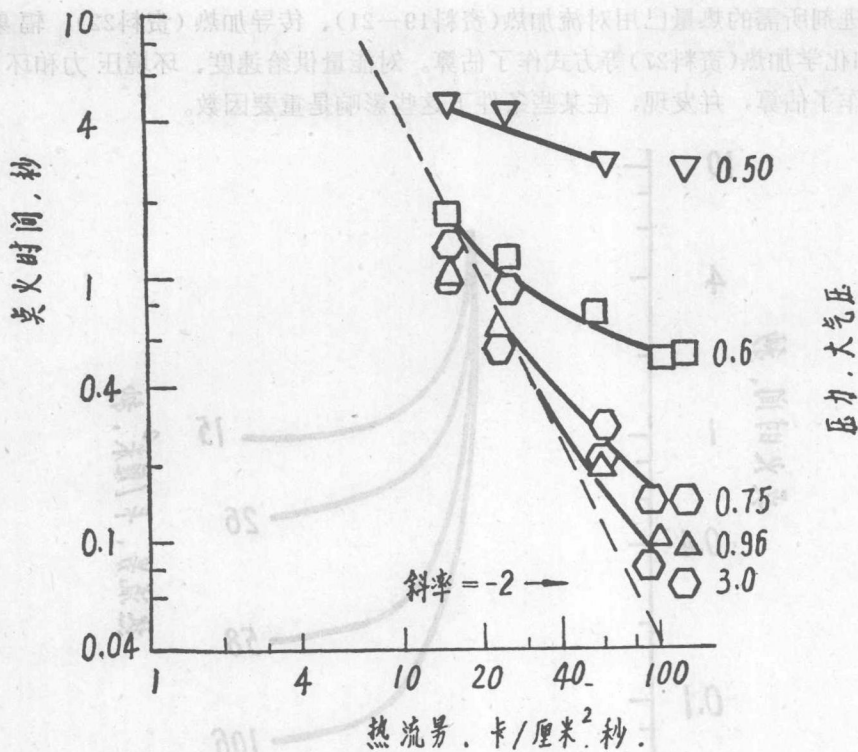


图3 热流量和压力对点火时间的影响 (资料28)

根据图3所示的各种影响可以看出,单一不变的“点火温度”的假设在所有条件下是不真实的,尤其在低压和高热流量的条件下更不真实。在推进剂的低压爆燃限下,点燃推进剂试样是极为困难的,因为推进剂点燃之前,其表面的热解过程增强了。在这些情况下,点火瞬间的表面温度取决于热解程度、加热速度和压力。由于固体的热解期相当于固体的热感期,所以认为主要偏差是因  $\dot{q} \sqrt{t} = \text{常数}$  引起的,如图3所示。在低压-高热流量条件下,点火温度的概念不是很有用的。

另一方面,在高压下,点火温度便成为一个有用的概念,因为在这种情况下,热感应时间成为整个点火时间的主要部分(即,在某些温度  $T_i$  下,热解很短时间之后,便迅速达到自加热期间)。因此,全部数据都落在图3折线所示的  $T = T_i$  线的附近。

大多数推进剂的点火数据是电弧反射炉法测得的,因为这种方法使用方便和成本较低,是测定推进剂点火数据的实验室工具。这种方法的主要缺点是其辐射传热不是火箭发动机推进剂表面加热的主要方式。某些推进剂组分不透明,在一定的深度上能吸收辐射热,它产生的温度-时间历程不同于单一传导加热表面产生的温度-时间历程。资料29讨论了同样加热速度下电弧辐射炉测得点火数据与发动机点火时间差别的程度。从对辐射点火技术有利的因数看,这种方法的使用仍有可能继续下去。然而,必须改进无活性的不透明表面涂层和对所有组份在波长上为不透明的辐射源(使用  $\text{CO}_2$  激光器)。

如资料19所指出的,必须取得电弧辐射炉使用的统一方法和步骤,并改善其试验数据与其它试验方法和发动机条件的一致性。最重要的问题是试验机械(量热计的类型及尺寸、试验

池的尺寸及结构、试样气氛等)和结果说明(点火确定、不透明性影响、纯辐射能影响等)。关于电弧辐射炉数据的统计计算及试验分析的某些现代发展请参阅资料30和31。

对流传热点火特性的评定要比辐射传热点火特性的评定复杂得多,这是因为精确确定对流传热值困难,而且不能独立控制的试验变量数目增多。因此,需要知道不同加热方式的相对影响。关于这方面的情况请参阅资料19和32—34。

## 2.1 发火系统

激发发动机点火过程的外能源可以是电、机械、化学、冲击波、激光束或这些能源的某种联合作用。发火器将这些输入能量转变成输出热能,点燃点火器能量释放系统。

### 2.1.0 发火型式

#### 2.1.0.1 电爆发器

最常用的发火方法是称作“发火器”或“电气导火管”的电爆发器。在电爆发器中,电绝缘电极与某种化学上可反应的组分相接触或接近,当通过电极释放出需要的能量时,反应组分便发生化学反应。这些电极以各种电阻介质相连,也可在电极间留某一距离,使其能发生电火花放电。将电极与特定应用所要求的爆燃药柱一起装在限定容器的壳体内。

根据发火所要求的能源,可将电爆发器方便地分成两类:(1)低电压电爆发器,直接应用28伏以下电源电流点火;(2)高电压电爆发器,需要用大电动势(500—2500伏)激发初始装药。现代设计的电爆发器具有较高的点火延期重现性,与要求的点火延期相差在5毫秒以下。

#### 2.1.0.2 隔膜爆发器

为了解决电爆发器的某些安全问题,已研制成功一种激发固体火箭点火器的方法,给体装药爆轰波经由固体金属界面传递给受体装药,受体装药再激发生热物质爆燃。金属界面或隔膜通常是发火器壳体整体的一个组成部分,因而保证了密封的完整性。这种发火器也可用于限定爆轰引信,提供了一个基本上能同时点燃多个发动机的爆轰点火索系统。

#### 2.1.0.3 机械发火器

点火器的机械发火方法是不常用的。然而,偶尔使用最普通的击发火帽,应对其优点和主要特性作一简短讨论。击发火帽通常系一金属帽,在其中装有冲击敏感物或雷汞混合物。发火装药放在薄圆片上,嵌入铁针,使对着铁针的点火针撞击,点燃引火的雷汞混合物。帽可设计成一个整体,以保证对气流的压力密封。为使主点火药点火,通常使用辅助装药,以补充雷汞的输出。关于火帽、铁针和密封圆片的具体设计和装药配方详见资料35和36。

#### 2.1.0.4 其它发火器

上述的几类发火器是制式固体火箭发动机通用的发火器。仍处于研制和试验阶段的其它类型的发火器似乎有可能在点火系统中得以应用。

##### 2.1.0.4.1 激光器

足够的试验已证明,经由激光系统的光能可用于激发固体火箭点火器。主要问题之一是光的方向,这一问题已由纤维光学解决了(资料37和38),但仍有大小和重量的问题。

##### 2.1.0.4.2 自燃

某些氧化剂,如三氟化氯与固体火箭推进剂接触,便能发生自燃反应。已使用这些氧化剂激发发热剂,并维持仅含有燃料的发热剂燃烧,发现它可用作主发动机点火器。在压力

下, 氧化剂的液体或气体的形式喷射在燃烧室内。

#### 2.1.0.4.3 适中发火索

适中发火索由装在金属鞘中的爆轰混合物(快速传播)和爆燃装药(热量输出)组成。虽然通常必须以单独的方式激发, 但这种发火索可有效地用于将发火能传递到其它不易接近的地方。高速(12000—25000英尺/秒)爆轰波可迅速将激发能源的点火能迅速传递到能量释放系统。

#### 2.1.0.4.4 热电材料

已证明(资料39和40), 可用半导体发火器代替一般的桥丝型发火器。当直流电流通过不同材料(如p型半导体和n型半导体)的节点时, 由于在节点上出现了Peltier和Joule加热, 将初始装药点燃。然而, 当加入交流电流时, 则只出现Joule加热, 这便不能产生点燃初始装药的足够热量。因此, 这一发火系统对于电磁辐射造成的偶然点火事件是很安全的。

### 2.1.1 低电压电爆器

在低电压电爆器中, 激发过程是一种热过程, 小电阻元(桥丝)被电加热至足够高的温度, 使与其接触的初始装药爆燃。涉及的主要变量是接线柱、桥丝和初始装药的形状和特性。增大对接线柱的热损失、使桥丝内的感应热损失分布于一个大的桥丝面积上以及采用点火温度高的初始装药都可减小电爆器对加热电流的敏感性。

#### 2.1.1.1 桥丝-初始装药设计

低电压电爆器的电阻元可连接于两个接线柱之间, 或连接于一个接线柱和地线之间。最常使用的电阻元为细金属丝(直径为0.0005—0.005英寸), 而薄金属片、金属丝电桥和导电物质也获得成功地应用。采用小直径高电阻的金属丝和低点火温度的初始装药时, 使用0.100安培的电流便能完成点火。相反, 低电阻大直径金属丝与低热敏初始装药一起使用时, 则需要5安培电流才能完成点火。因此, 低电压电爆器的主要问题之一是设计桥丝-初始装药。解决这一问题需要确定给定输入电能量经由桥丝产生的热能使桥丝和初始装药达到的加热程度或损失于导线及周围部件的程度。由于以能量输入、非线性电阻加热和经由不同导热系数材料的三维热传导进行上述问题完善分析十分复杂, 因而, 提出了各种简化分析的途径。

##### 2.1.1.1.1 电热关系

用嵌入长 $l$ 和直径 $d$ 的桥丝加热三硝基苯间二酚铅初始装药, 其阈点火能可由下列简单经验方程确定, 这一方程适用于大多数桥丝(资料141):

$$E_t = 25 + 450d^2l \quad (15)$$

式中,  $E_t$  = 阈点火能(50%的点), 尔格

$d$  = 桥丝直径, 密耳

$l$  = 桥丝长度, 密耳

该方程假定需要的点火能与桥丝体积成正比, 不包括对各种热损失的修正, 并且仅对桥丝能迅速加热的情况才是真实的。方程(15)还假定点火温度不变, 并且没有考虑桥丝材料及其热导性质的变化。在使用这一方程进行设计时, 必须认识和评定它的这些局限性。

资料42介绍了一种表示桥丝温度和外能加热时间关系的较精确的方法。这一方法考虑了集束金属丝桥、沿金属丝的温度梯度及平均的非均匀热损失。金属丝桥的热特性可写作:

$$C_p \frac{d\theta}{dt} + \gamma\theta = p(t) \quad (16)$$



式中,  $C_p$  = 系统热容, 瓦特-秒/°C

$\gamma$  = 热损失因数, 瓦特/°C

$\theta$  = 环境温度以上的温度升高, °C

$p(t)$  = 输入能量函数, 瓦特

$C_p$  包括金属丝质量和比热之积, 再加上爆炸混合物加热造成的联合效应,  $\gamma$  包括对爆炸混合物和其它发火器部件的热损失以及经过传导对接线柱的热损失。根据这一基本关系, 对于具体条件可提出下列方程:

(1) 热时间常数

$$\tau = \frac{C_p}{\gamma}, \text{ 秒} \quad (17)$$

描述系统对能量输入变化的响应。

(2) 对于绝热条件( $\gamma = 0$ )和大 $\tau$ 值来说:

$$\theta = \frac{\int P(t)dt}{C_p} \quad (18)$$

(3) 对于能量输入停止后的冷却( $P(t) = 0$ )来说:

$$\theta = \theta_0 \exp(-t/\tau) \quad (19)$$

(4) 对于达到平衡条件后的稳态能量输入( $d\theta/dt = 0$ )来说:

$$\theta = \frac{P(t)}{\gamma} \quad (20)$$

(5) 根据电阻变化计算桥丝温度时:

$$R = R_0(1 + \alpha\theta) \quad (21)$$

式中,  $R$  = 桥丝电阻, 欧姆,

$\alpha$  = 电阻温度系数, 欧姆/欧姆-°C

$R_0$  = 初始温度时的桥丝电阻, 欧姆

(6) 根据试验测得的电阻-能量消耗曲线, 确定 $\gamma$ 值时:

$$\frac{\Delta R/R_0}{\Delta P(t)} = \frac{\alpha}{\gamma} \quad (22)$$

资料42还介绍了恒定电流、电容器放电及恒电压点火条件下的温度升高和时间函数关系的方程。资料43—45叙述了测量电热参数的其它方法。

### 2.1.1.1.2 能量密度效应

对于给定初始装药的桥丝, 试验表征 $\gamma$ 的一种方法是假定桥丝表面达到某一临界能量密度时便发生点火, 这一临界能量密度值是随金属丝的直径而变化的(资料46)。因此, 对于一定组成的初始装药来说, 设计者必须计算单位桥丝表面积上输入的能量因数。理论上讲, 可用下列方程将能量密度与金属丝直径关联起来:

$$\frac{W}{A} = \frac{I^2 K}{D^3 \cdot 2.47} = \frac{E \cdot 2\pi D}{K I^2 4} \quad (23)$$

式中,  $W$  = 能量, 瓦特

$A$  = 桥丝表面积, 英寸<sup>2</sup>