

固体火箭发动机 设计基础

上册

张吉瑞 叶庆棠 王天佑等译

兵器工业部第二一〇研究所

一九八二年十月

前 言

本书是根据美国“NASA空间飞行器设计标准”中有关固体火箭发动机设计及分析的十一篇专题论文翻译编排的。它系统地介绍了美国在固体火箭发动机研究和使用中积累的重要经验和知识，并总结和评述了有关的现代设计分析方法。按照这些专题论文推荐的方法进行发动机设计和分析，能保证产品的可靠性，有利于各个设计环节的一致性，并有助于提高设计工作效率。

为了使用方便，将这十一篇论文分为上、下两册，按章节排列。上册包括固体推进剂及装药设计，下册包括发动机各部件设计及点火试验。每章均由四部分组成：1.引言，综述所论命题；2.技术发展现状，综合介绍有关部件的现代设计方法及分析方法，它是确定设计标准和选择设计方法的基础；3.设计标准和推荐的设计方法，明确提出设计应遵循的原则及标准，并简要介绍成功设计的方法；4.参考资料，列出详细参考文献，供读者查阅。

每章中的第二、三两节是密切相关的。为了便于阅读和比较，特将这两节的相关小节一一对应。在第二节的有关标题下介绍现代技术发展状况，而在第三节的相关标题下则推荐实际可用的设计方法。

参加本书译校工作的有：张吉瑞、叶庆棠、龚昌明、王天佑、李志明、张国兴、邱可成、俞金康、徐涛清、黄炳章、孙维申、赵伯华、宋裕阳、徐舜英、兰承钊、刘振山、张德雄等。

本书曾以专题分册的形式出版，但因印数有限，未能满足读者需要。在广大读者的呼吁催促下，我所决定再版这些专题论文，并编排成书本的形式。这次再版是以原译文为基础，并经过适当校对修正，尽量做到全书一致，便于阅读使用。

由于译者技术和外文水平所限，谬误在所难免，请批评指正。

译者

V435
1005



30265202

目 录

第一章 固体推进剂装药设计及内弹道	(1)
第一节 引言	(1)
第二节 技术发展现状	(2)
2.1 参数估算	(2)
2.2 药形选择及设计	(13)
2.3 设计检验分析	(33)
第三节 设计标准和推荐的设计方法	(36)
3.1 参数估算	(36)
3.2 药形选择及设计	(40)
3.3 设计检验分析	(45)
参考资料	(48)
第二章 固体推进剂装药结构完整性分析	(62)
第一节 引言	(62)
第二节 技术发展现状	(63)
2.1 药柱几何形状	(63)
2.2 推进剂性质的表征	(64)
2.3 负荷分析	(70)
2.4 应力、应变及位移分析	(71)
2.5 破坏分析	(88)
第三节 设计标准和推荐的设计方法	(96)
3.1 药柱几何形状	(96)
3.2 推进剂性质的表征	(96)
3.3 负荷分析	(102)
3.4 应力、应变和位移分析	(102)
3.5 破坏分析	(108)
参考资料	(110)
第三章 固体推进剂的选择及特性鉴定	(122)
第一节 引言	(122)
第二节 技术发展现状	(122)
2.1 推进剂种类的选择	(123)
2.2 能量性能的鉴定	(132)
2.3 内弹道和燃烧性能的鉴定	(141)
2.4 力学性能的鉴定	(149)
2.5 安定性的鉴定	(152)

453700

2.6 危险性能的鉴定	(156)
第三节 设计标准和推荐的设计方法	(159)
3.1 推进剂种类的选择	(159)
3.2 能量性能的鉴定	(162)
3.3 内弹道和燃烧性能的鉴定	(163)
3.4 力学性能的鉴定	(167)
3.5 安定性的鉴定	(168)
3.6 危险性能的鉴定	(170)
参考资料	(172)
第四章 火箭发动机设计中固体推进剂的工艺因素	(186)
第一节 引言	(186)
第二节 技术发展现状	(187)
2.1 推进剂配方和性质	(187)
2.2 装药设计	(201)
2.3 衬里	(203)
2.4 发动机壳体	(205)
第三节 设计标准和推荐的设计方法	(206)
3.1 推进剂配方和性质	(206)
3.2 装药设计	(213)
3.3 衬里	(216)
3.4 发动机壳体	(217)
参考资料	(218)
第五章 固体火箭发动机的性能分析及预估	(223)
第一节 引言	(223)
第二节 技术发展现状	(223)
2.1 压力-时间及推力-时间关系的预估	(224)
2.2 发动机质量-时间和发动机平衡-时间关系的预估	(244)
2.3 推进剂性能参数的估算	(245)
2.4 性能变化的预估	(256)
第三节 设计标准和推荐的设计方法	(257)
3.1 压力-时间及推力-时间关系的预估	(257)
3.2 发动机质量-时间和发动机平衡-时间关系的预估	(267)
3.3 推进剂性能参数的估算	(267)
3.4 性能变化的预估	(272)
参考资料	(274)
(861)	
(114)	
(881)	
(881)	

第一章

固体推进剂装药设计及内弹道

第一节 引言

每个固体推进剂药柱的一个独特特性是其在发动机工作期间燃面的变化方式。燃烧表面上的每一个点都以垂直于该点所在表面的方向消失，燃面与燃去弧厚距离之间的关系几乎完全取决于初始形状及抑制边界。推进剂消耗的速度取决于燃烧表面和其它与可压缩气流动力学有关的内弹道变量。因此，装药设计最终地决定着给定推进剂和喷管的发动机所能获得的性能特性。

从结构的观点看，虽然装药设计本身主要是几何形状的考虑，但是满足特定弹道性能要求的特定几何形状则取决于装药几何形状、推进剂和气体流动等变量之间的关系。因此，本章是围绕着装药设计程序的逻辑顺序编写的，其中包括装药几何形状的确定和内弹道分析，这是因为已承认了有关结构方面的要求和工艺方面的限制。本章主要限于装药设计的弹道问题，其目的是：(1)概述完成成功装药设计所必须的顺序步骤；(2)推荐完成每步设计的实际方法。

本章所介绍的装药设计途径由下列三方面的实际方法所组成：(1)估算要求；(2)选择和设计结构；(3)分析验证设计。这种设计途径认为，对装药设计提出的某些要求可作为独立参数处理，而其它要求则必须作为独立参数的函数考虑。对这两类要求区分不当，便会造成矛盾，如不允许时，则可以最佳化的方法进行折衷设计。根据任务分析提出的弹道性能要求，在确定装药设计时，起最重要的作用。然而，结构完整性要求和工艺限制则是最基本的考虑，并且在某些装药设计的情况下，能起到决定性的影响作用。任务要求（通常为推力和工作时间）常常定为独立参数，它们是确定相关参数的独立变量。最重要的相关参数包括有弧厚分数、体积装填分数、长-径比及通-喉面积比；这组相关变量确立了装药结构选择的坚实标准。这些参数的定量计算常常将可应用的装药结构限定为1—2种。图1给出的程序可用于根据相关参数选择装药结构。

综合弹道分析作为迭代装药设计研究的一个组成部分是必要的。典型地深入分析应用有限元法和每个单元中的侵蚀燃烧来处理质量附加问题。考虑了装药设计与稳态质量平衡和侵蚀燃烧间的关系。必须认识和估计侵蚀燃烧对质量附加的重大影响，以便排除以后的重设计、延长研制周期及造成浪费。本章引用了适用的内弹道计算机程序(包括一般化的三维装药设计程序)，并对适用于特定设计的分析作了广泛而深入地介绍。

装药设计的弹道质量可由本章介绍的各种指标，如余药量、体积装填分数和结构效率来评定。这些有价值的衡量作为最佳设计的一个组成部分是另一种验收装药设计的标准。

第二节 技术发展现状

发动机设计的主要工作是确定装药结构(也可看作药柱钻孔),因此通常要求尽早完成装药设计。装药设计技术的发展已大大提高了发动机设计效率。目前发动机设计技术已达较高水平,规定范围内的发动机性能常常可在首次设计验证点火试验中得以验证。首次试验性能和设计要求性能间的偏差在10%以内是常见的,而当有类似设计的充足数据可供利用时,则首次试验性能常常会更好些。进行1或2次有利的点火试验,调整可调参数(如燃速),便可使设计性能与原始设计要求性能间的偏差在1或2%之内,而对装药结构不用作大的改动。因此,设计的可靠性改进已减少了设计验证所需要的点火试验次数,在某些情况下,仅需3或4次。

能精确计算气体动力学和完善分析药柱几何形状的计算机对于装药设计的现代技术水平具有重大的作用。由估算发动机和喷管内气体流动和燃烧不完全性的精确方法所完成的这些分析,可使设计者能更有效地进行装药设计和分析。实际上,文献中(参考资料1)介绍的一般化的三维装药设计程序和各公司发展的装药设计程序都可使设计者有效地设计和分析三维特征明显的长-径比小的发动机药柱。不再因为不能精确计算表面积和进行三维药柱应力分析而避免使用复杂的三维结构了。

下列设计步骤的逻辑顺序提高了获得接近最佳装药设计的可能性。成功装药设计所必要的步骤是:(1)估算设计要求和内弹道参数;(2)选择和设计装药结构;(3)设计分析。设计步骤及其顺序列于图1,图中实线表示正常顺序,而虚线表示迭代过程中常常需要的逆向顺序。图1中示出的一般解析式表明了这些参数的相互关系,并证明了将这些参数作为相关变量处理的必要性。装药结构类型与设计参数的关系也示于图1中。

从纯形态学的观点理解经典药形的发展和装药拓朴学的某些问题可提高装药设计者的设计水平。这些课题在参考资料2至5中有详细介绍。本文仅以必要的独立变量对每种经典的装药结构给予几何形状的确定,对装药设计发展中某种结构的局部没有给予特别地注意,而特别强调的是装药结构的应用问题。

2.1 参数估算

固体推进剂装药设计者的主要任务是设计出具有与任务要求相符的推力-时间曲线药柱的发动机。因此,根据火箭发动机所规定的推力-时间性能推导弹道参数是对装药设计的首要要求。这些要求是确定用于装药设计的各参数值的基础。

装药设计参数分为两类:(1)独立参数和(2)相关参数。这种分类防止了矛盾的要求,并给装药设计者提供了设计问题所允许的最大自由度。例如,平均压力是一相关参数,它不能在不考虑最大要求工作压力和推进剂温度感度(两者均为独立参数)的条件下被确定(图1)。

装药设计不能不考虑系统分析和惰性部件的设计而单独进行。装药设计与其它和装药界面相关的设计问题有着必然的联系。例如,关车速度可作为一个规定要求代替总冲。在这种情况下,总冲就成为对系统进行反馈分析和设计迭代所必要的“隐要求”(implicit requirement)。尽管如此,装药设计在整个发动机设计过程中仍然是一个循环过程,正如在这里所说明的那样,虽然这种循环过程不总是连续的。

点火器与装药的适应性通常是对点火器设计的要求,而不是对装药设计的要求^[6]。虽然

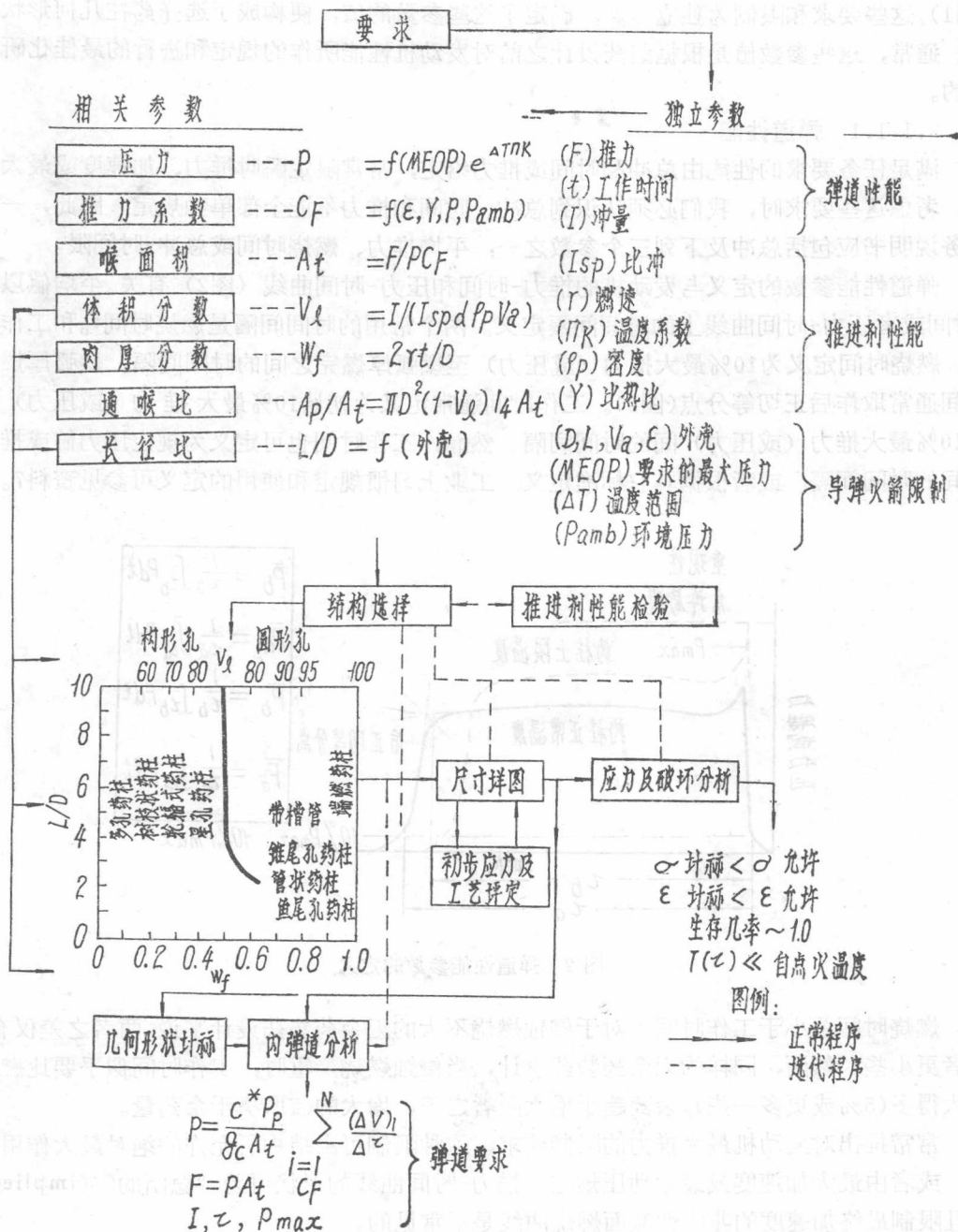


图 1 固体推进剂装药设计程序

点火器可在相邻药柱钻孔不作大的修改的情况下，在推进剂药柱内自由容积中进行调整，但也有某些特例，即在装药设计中尽早考虑点火器的要求对整个发动机的设计是有益的。

2.1.1 独立参数

在不考虑装药形状的情况下，把对装药设计者规定的那些要求和限制定义为独立参数。这些参数包括弹道性能、推进剂性质以及与任务和飞行器有关的要求。在装药设计范围内

(图1),这些要求和限制为独立参数,确定了这些参数的值,便构成了选择药柱几何形状的基础。通常,这些参数值是根据装药设计之前对发动机性能所作的规定和进行的最佳化研究确定的。

2.1.1.1 弹道性能

满足任务要求的性能由总冲和时间或推力给定,常常限定瞬时推力、加速度或最大动压值。考虑这些要求时,我们必须认识到总冲、时间和推力不能全部单独规定。因此,一般的任务说明书应包括总冲及下列三个参数之一:平均推力、燃烧时间或总冲-时间限。

弹道性能参数的定义与发动机的推力-时间和压力-时间曲线(图2)有关。平均值以推力-时间或者压力-时间曲线上的时间间隔定义。两个常用的时间间隔是燃烧时间 t_b 和工作时间 t_a 。燃烧时间定义为10%最大推力(或压力)至燃弧厚燃完之间的时间间隔,燃弧厚燃完的时间通常取作后正切等分点(图2)。工作时间通常定义为初始10%最大推力(或压力)至最终10%最大推力(或压力)间的时间间隔。然而,工作时间也可定义为规定压力值或推力值之间的时间间隔,或者根据其它标准定义。工业上习惯规定和使用的定义可参见资料7。

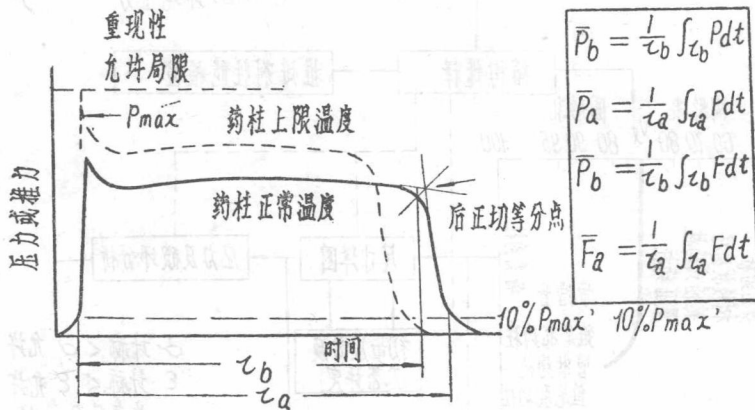


图2 弹道性能参数的定义

燃烧时间总小于工作时间。对于侵蚀燃烧不大的无余药装药设计来说,两者之差仅有2%或者更小些。然而,同样的无余药装药设计,当侵蚀燃烧严重时,工作时间似乎要比燃烧时间大得多(5%或更多一些)。余药趋于增大两者之差,增大的值取决于余药量。

常常提出对发动机最大推力的限制要求,这种限制可由结构所允许的绝对最大作用力给定,或者由最大加速度或最大动压规定。推力-时间曲线的形状可为“隐函的”(implied),而且限制最终加速度的非中性减面燃烧曲线是不常见的。

2.1.1.2 推进剂性质

燃速、比冲及密度的规定以及适当地考虑推进剂机械性能的要求,常常就确定了可采用推进剂的配方。虽然推进剂的弹道性能在推进剂的选择中常常占重要地位,但推进剂的工艺性能及药柱结构完整性所需要的机械性能也都影响着推进剂配方的选择。如果要求考虑火焰冲击、排气羽柱或微波干扰时,必须注意排气产物,因而它也会影响推进剂的选择。

本专论认为推进剂的性质是被规定的,因此属于独立参数的范畴。实际上,推进剂的选择常常与装药设计及药柱形状的选择一起进行。(关于推进剂选择的详细内容可参见资料8)。

例如, 燃弧分数常常取作独立变量, 而需要的燃速则由其确定。而且, 在不考虑发动机尺寸或其它要求时, 指出的燃速与以 F/t^2 表示的推力和工作时间有一定关系^[9]。然而, 应当假定, 推进剂的性质包括适应于燃弧分数所要求的燃速范围是被规定的。

2.1.1.2.1 比冲

比冲 I_{SP} 是消耗单位质量推进剂所产生的冲量或动量变化的一个度量。从装药设计的观点看, I_{SP} 是发动机推力与质量流率之比, 因此, 它的值对于确定满足弹道要求所必需的推进剂重量是最重要的。比冲常常以一般的形式定义为:

$$I_{SP} = \frac{C^* C_F}{g_c} = \frac{C_F}{C_D} \quad (1)$$

式中, I_{SP} = 推进剂比冲, 磅力-秒/磅质或牛顿-秒/公斤,

C^* = 特征排气速度, 英尺/秒,

C_F = 喷管推力系数, 无因次,

g_c = 重力换算常数, 32.17 磅质-英尺/磅力-秒²,

C_D = 流量系数, 公斤/牛顿-秒。

特征排气速度与推进剂燃烧过程有关, C^* 正比于 $\sqrt{T_e/M}$, 其中, T_e 为推进剂火焰温度, M 为气体平均分子量, 因此, 它与燃烧室压力略有关系。在发动机交付的实际 C^* 和 I_{SP} 低于理论值一定的量。实际值的这种减小是由下列原因造成的: (1) 流体流动损失, 包括因颗粒达不到动力学及热平衡造成的二相流损失; (2) 对发动机结构件的热损失; (3) 燃烧不完全。发生在喷喉平面上游的这些损失在实际 C^* 中是固有的, 并且以因数 η_0 表示的这些损失的总值定义为 C^* 效率因数。喷管内的性能损失由 λ 和 η_F 表示, 其中 λ 为喷管扩张损失因数, 其计算方法见 2.1.2.2 节; η_F 为喷管效率因数, 由实验测定, 其值通常在 0.96—0.99 范围之内。

发动机交付比冲的精确估算可由下式求得:

$$I_{SPd} = \eta_\mu I_{SPd}^\circ \quad (2)$$

式中, I_{SPd} = 实测 (交付的) 推进剂比冲, 磅力-秒/磅质 (牛顿-秒/公斤)

η_μ = 可交付的发动机效率 ($\approx \eta_0 \eta_F$)

I_{SPd}° = 理论交付的推进剂比冲, 磅力-秒/磅质 (牛顿-秒/公斤)

这种估算需要计算发动机工作条件下的理论比冲 I_{SP} 。 I_{SPd} 常常是由标准的可交付的比冲 I_{SPS} 校正的一个值, 是在海平面上由无扩张损失 ($a=0$) 的最佳喷管于 1000 磅/英寸² (绝对) 压力下交付的 I_{SP} 的一个值。 I_{SPS} 与标准理论比冲 I_{SPS}° 有关, 相同条件下理论比冲 I_{SP} 的值由对 I_{SPS} 的相当于方程式 (2) 的表达式求出。 I_{SPS} 对 I_{SPd} 的校正以方程式 (1) 为基础的, 而且需要 I_{SPS} 的标准条件下及 I_{SPd} 的发动机工作条件下的 C_F 和 C^* 值。

对于含金属的推进剂, η_μ 的值直接随发动机尺寸和质量流率而变化^[10]。而且, 金属氧化物往往造成 I_{SP} 效率的下降, 同时 η_μ 随铝含量的变化在大发动机内要比在小发动机内为小。通常, 对小发动机 (直径小于 20 英寸) 来说, 最佳 I_{SPS} 出现于铝含量为 10—16% 的情况下; 而对大发动机来说, 最佳 I_{SPS} 则出现于铝含量为 20—21% 的情况下。 η_μ 的值从小发动机的 0.93 (或更低些) 到大发动机的约 0.96 之间变化。

在某些设计中, 金属粒子和气体在燃烧室内短的停留时间造成 I_{SPd} 的很大损失。停留时间随特征长度 L^* (燃烧室瞬时自由容积与喷喉面积之比 V_c/A_t) 而变化, 而且这种关系提供

出 I_{sp} 损失的一种几何度量。比冲效率因停留时间的缩短而降低,对于典型推进剂来说,当停留时间约为10毫秒^[8]或 L^* 为160英寸(4.06米)^[10]时, η_μ 开始急剧降低。在燃烧初期,当 L^* 低于160英寸时, I_{sp} 因不充分燃烧可变化5%或者更多一些。

2.1.1.2.2 燃速

推进剂的燃烧速度通常由规定压力(一般为1000磅/英寸²)下的标准值描述。采用合适的常数,燃速则可用解析式表示,这种解析式将燃速定义为给定装药初始温度条件下的压力函数。以“温度敏感系数”命名的附加常数对于确定其它装药初始温度下的燃速值是需要。这些系数是根据2—6英寸(5.08—15.24厘米)直径的缩小尺寸的发动机实验结果求得的。

发动机内的实际燃速受侵蚀燃烧的影响(参见2.3.2节);因此,燃速是最难估算的内弹道变量之一。精确地知道了药柱长度上每段的燃速,便能精确估算出压力及推力随时间的变化。所以,估算性能与实际性能之间的差别常常极大地受到估算燃速与实际燃速之间差别的影响。

2.1.1.2.2.1 压力敏感性

火焰对推进剂的热传递速度通常受着局部静压数值的影响。因此,燃速受热传递速度这种变化的影响提供了构成燃速-压力函数关系的基础。在特定的压力范围内,当压力为唯一有意义的变量时,给定温度下的燃速-压力对数曲线常常近似为直线,尤其是对复合推进剂。在这种情况下,工业上最常用的解析表达式^[11]及大多数推进剂研究者所公认的表达式^[12]为de Saint Robert的燃速规律:

$$r = aP_c^n \quad (3)$$

式中, r = 推进剂燃速, 英寸/秒(米/秒),

a = 压力系数,

P_c = 燃烧室压力, 磅力/英寸² (牛顿/米²)

n = 压力指数。

这种经验表达式确定推进剂的燃速; a 和 n 的值通常根据2—6英寸直径的缩小比例的燃速发动机测得的数据求得。

另外一些值得注意的燃速表达式有:

$$\frac{1}{r} = \frac{a}{P_c} + \frac{b}{(P_c)^{1/3}} \quad (资料13) \quad (4)$$

和 $r = a + bP_c \quad (资料14) \quad (5)$

式中, a 和 b 为常数。某些推进剂具有以多根直线段表征的燃速,这些推进剂称作平台及麦撒燃烧的推进剂^[15]。

装药设计者必须知道选用推进剂的燃速特性及燃速调节所允许的范围。而且,在全尺寸发动机中,燃速常常按比例增大,增加的量为1—5%(资料16和17)。然而,偶而也有缩小尺寸发动机燃速与标准(无侵蚀)全尺寸发动机燃速之间的1比1的对应关系。常常应用换算因数由缩小尺寸发动机求得燃速。非固化推进剂药条的燃速仅用于工艺过程的控制。然而,资料18指出了关联药条燃速与发动机燃速的基本方法;关联的变量是压力与未固化推进剂药条燃速及发动机燃速之比。

2.1.1.2.2.2 温度敏感性

发动机的燃速及工作压力取决于推进剂药柱的温度条件 T_i 。发动机弹道对装药温度的敏

感性用各种推进剂温度敏感系数表征。每个系数均以特定偏微分方程中的比例常数来定义。弹道分析中惯用的系数有^[7,15]：

特定 K_n 值下，压力的温度敏感系数， $\%/^{\circ}\text{F}(\%/K)$ ：

$$\pi_K = \left[\frac{\partial \ln P}{\partial T_i} \right]_{K_n} \quad (6)$$

特定 P 值下，燃速的温度敏感系数， $\%/^{\circ}\text{F}(\%/K)$ ：

$$\sigma_P = \left[\frac{\partial \ln r}{\partial T_i} \right]_P \quad (7)$$

特定 K_n 值下，燃速的温度敏感系数， $\%/^{\circ}\text{F}(\%/K)$ ：

$$\sigma_K = \left[\frac{\partial \ln r}{\partial T_i} \right]_{K_n} \quad (8)$$

特定 P/r 值下，压力的温度敏感系数， $\%/^{\circ}\text{F}(\%/K)$ ：

$$\pi_{P/r} = \left[\frac{\partial \ln P}{\partial T_i} \right]_{P/r} \quad (9)$$

式中， K_n = 燃烧表面与喷喉面积之比， A_b/A_t ，

T_i = 药柱温度， $^{\circ}\text{F}(K)$ ，

A_b = 推进剂燃烧表面积，英寸²(米²)，

A_t = 喷喉处的气流面积，英寸²(米²)。

方括号项的脚码指不变的条件(图3)。

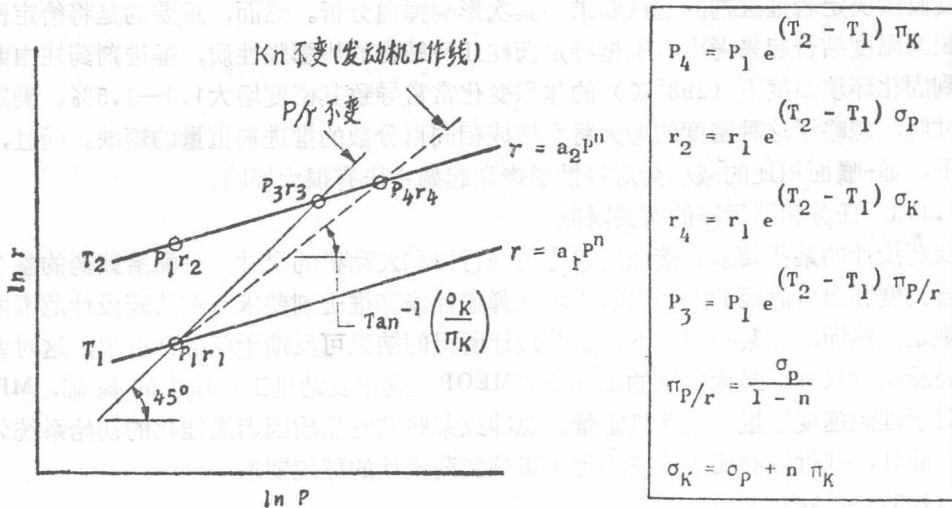


图3 各温度敏感系数之间的关系

常数 σ_P 和 $\pi_{P/r}$ 是与发动机设计无关的推进剂的独立性质。它们可由压力指数 n 关联起来(见图3)。常数 π_K 和 σ_K 不仅反映了燃速对 T_i 的敏感性，而且也反映了 C^* 随 T_i 以及 C^* 随其它与发动机设计有关变量的变化。因此， π_K 和 σ_K 表征了整个发动机的温度敏感性，而 σ_P 和 $\pi_{P/r}$

仅表征了推进剂的温度敏感性。

σ_k 、 σ_p 和 $\pi_{p/r}$ 的值可根据发动机实验数据（燃弧厚随药柱温度的变化率）推导求得。实际上，通常认为 K_n 是常数，而且每个温度 T_1 下的燃速均按照不变的燃弧厚进行计算。在这些条件下，当 P/r 不随 T_1 变化时，则整个压力-时间曲线也是不变的。所以，压力和燃速随温度的变化可由 $\pi_{p/r}$ 确定，同时，当将发动机的工作线划在对数坐标上时，它应有一个不变的斜率1.0。如果发动机在较高的药柱温度（ $T_1 = T_2$ ）下，以相同的基准燃速和因高压而引起的变量（如 C^* ）条件下工作时，则整个压力-时间曲线和 P/r 都增大。压力增大的百分率大于燃速增大的百分率，而且 π_k 应大于 σ_k 。对数坐标上的发动机工作线仍为直线，但其斜率为 σ_k/π_k 。

当图3中所指的不变条件不限制在 T_1 上的压力特定值 P_1 或 T_2 下的某一基准压力值时，则四个温度敏感系数（方程6—9）的定义假定，压力指数 n 不随温度和压力而变化。然而，指数 n 常常随着温度和压力的变化略有变化，事实上，许多推进剂并没有图3所示的那种不变斜率的性质^[11,19,20]。当 T_2 下的 n 与 T_1 下的 n 有着很大不同时，则所有系数的值取决于基准压力。如若给定温度下的燃速/压力曲线的斜率在发动机工作压力范围内变化（如图3中的 $P_1—P_4$ ）时，那么图3给出的 n 与温度敏感系数间的关系则是不正确的。

2.1.1.2.3 密度

在限定体积的系统中，当推进剂的重量不受限制时，则推进剂的密度和比冲之积是决定体积装填分数的重要因数。推进剂的密度可根据其组分的密度计算的，同时应适当考虑到组分混合时的化学反应及溶剂挥发时的残留物质。化学反应及残留物质通常对密度计算无大的影响。计算的密度是最可靠的推进剂参数之一，基本上与测定的密度值相同。在复合推进剂中，计算密度和实测密度的偏差大于1%，就证明有气泡和裂缝这样一类问题。

密度直接决定着推进剂的重量要求，其次影响弹道分析。然而，重要的是将给定密度与规定的装药温度结合起来考虑。根据特定药柱几何结构的热膨胀性质，推进剂药柱由非固化高温态到固化环境温度下（298°K）的体积变化常常导致其密度增大1.0—1.5%。确定浇铸心轴尺寸时，忽略了这种密度的增大将会造成相同百分数的推进剂重量的短缺。而且，在上温度限下，通-喉面积比的减小会对侵蚀燃烧和起始室压有很大影响。

2.1.1.3 任务和飞行器的有关限制

对装药设计的某些要求直接取决于有关飞行器和发动机的尺寸。分配给装药的整个空间及对喷管长度和出口直径的限制通常不考虑弹道性能和推进剂要求（在装药设计范围内）而单独被规定。然而，在某些情况下，装药设计所得的结果可反馈于任务分析中，这时要重新计算外壳及喷管尺寸。最大要求的工作压力MEOP是确定发动机工作压力的基础，MEOP通常是由对于理想速度增量、发动机重量、总冲或某些其它品质因素最佳化的初始系统分析而求得的。而且，飞行器的任务往往规定了影响装药设计的环境要求。

2.1.1.3.1 外壳

确定药柱物理边界的外壳是对药柱几何形状的基本限制。可利用的总体积及其以长-径比表示的形状是选择药柱结构类型的基础，同时也确定了可达最大装药重量的极限。

需要的外壳尺寸是总长、绝缘壳体内径及推进剂可利用的封头体积。实际上，药柱结构类型和药柱消失部分造成室壁暴露于热燃气之处所需要的绝热层数常常是可调整的。在这种情况下，药柱外径取决于药柱结构特征，而不是一个固定不变的尺寸。

飞行器外壳可进一步限制喷管出口外径。这种限制妨碍了单独地选择喷管膨胀比。在这种情况下，膨胀比是确定喷喉面积的“隐参数”(implicit)。

2.1.1.3.2 最大要求工作压力

在大多数装药设计中，在设计开始时便确定了最大压力限(MEOP)。与装药设计的同时，便根据MEOP对发动机壳体及其它部件进行设计及分析。因此，装药设计者必须将MEOP看作独立要求，并必须进行设计迭代以保证预估的性能在MEOP的限制之内。不适当地考虑要求的压力-时间中性及最终的MEOP去孤立地确定工作压力时，必然造成设计工作延期。

2.1.1.3.3 使用环境

对火箭发动机常常提出许多环境条件，而且不借助复杂而昂贵的测量，发动机就不能得到对恶劣环境的保护。某些环境条件对推进剂药柱的弹道和结构性能有很大影响，而且在整个装药设计分析中必须细心地加以考虑。

工作温度范围、高度、振动、周期性温度变化、装卸、空气动力加热及旋转是必须给予特别考虑的典型环境。如果发动机要经受严重振动，则可应用的药柱结构要受限制；具有非支撑质量的相当大孔的那些药柱（如车轮式装药）不能使用。周期性加热的要求常常产生了能反映弹道和结构综合要求的药柱尺寸。空气动力加热和加速度（主要是自旋）也可影响燃速，因此对发动机性能有大影响。对燃速的这些影响在估算最大压力、燃烧时间及推力时特别重要。

雨、尘、盐雾等环境如对装药设计有影响的话，也是不大的。暴露于这些环境中的发动机通常应与消除这些问题的环境标记相吻合。

2.1.2 相关参数

本文命名为“相关参数”的装药设计参数包括由2.1.1节给定参数所确定的那些装药设计参数和在药柱结构考虑及分析之前必须估算的那些参数。这些相关参数有平均工作压力、喷喉面积、推力系数、体积装填分数、弧厚分数、通-喉面积比及长-径比。这些变量的单独定量考虑会造成矛盾的要求，并会削弱装药设计的分析基础。

2.1.2.1 平均工作压力

一般的初始最佳化研究根据初步确定的发动机MEOP考虑平均工作压力。同时也初步考虑到与MEOP和平均压力有关的压力-时间中性。然而，详细考虑装药设计时，MEOP则常常被规定，并由MEOP估算平均压力。估算压力的主要目的是确定喷喉面积、初始装药尺寸下的推进剂重量及弧厚分数下的燃速。

喷喉面积、比冲及弧厚分数取决于特定时间间隔内的平均压力。用于确定比冲的平均压力值通常采用工作时间间隔内的平均值。用于确定喷喉面积的平均压力值（见2.1.2.2节）采用与平均推力相同的时间间隔，这可以不是工作时间。弧厚分数根据相应燃烧时间间隔的燃速来确定。

MEOP与平均压力之间的关系说明于图2。图3中的方程确定了相应平均压力相对于温度的变化。然而，在装药设计分析之前，关联给定温度下MEOP、燃烧时间内的平均压力 \bar{P}_b 和工作时间内的平均压力 \bar{P}_a 需要进行几乎没有解析基础的估算。直到特殊装药设计的性能被预算出来之前，只能用相似发动机的比较法或直观判断法估算压力中性及初始压力峰（常为最大压力）。

2.1.2.2 喷喉面积及膨胀比

喷喉气流面积 A_t 是最重要的喷管参数。它与和推力系数有关的那些变量（膨胀比、出口直径、环境压力、燃烧室压力及喷管效率）一起被估算出来。合理地处理这些参数对精确的装药设计来说是必要的。

理想推力系数 C°_F 由下式确定^[21,22]：

$$C^{\circ}_F = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} + \left(\frac{P_e - P_{amb}}{P_c} \right) \varepsilon \quad (10)$$

式中， C°_F = 理想推力系数

γ = 定压比热
定容比热

P_e = 出口平面压力，磅力/英寸²（牛顿/米²）

P_{amb} = 环境气压，磅力/英寸²（牛顿/米²）

ε = 喷管面积膨胀比， A_e/A_t

A_e = 喷管出口平面气流面积，英寸²（米²）

真空理想推力系数 $C^{\circ}_{F, vac}$ ($P_{amb} = 0$) 仅是 ε 和 γ 的函数，并且以 $C^{\circ}_{F, vac}$ 计算实际推力系数 $C_{F, act}$ 是很方便的。在理想推力系数表达式中的动量项中应用因数 λ 和 η_F ^[23]，以便由下式求得实际推力系数 $C_{F, act}$ ：

$$C_{F, act} = \lambda \eta_F \left(C^{\circ}_{F, vac} - \frac{P_e}{P_c} \varepsilon \right) + \left(\frac{P_e - P_{amb}}{P_c} \right) \varepsilon \quad (11)$$

式中， $C_{F, act}$ = 反映整个喷管损失的实际推力系数，

$C^{\circ}_{F, vac}$ = 真空理想推力系数

λ = 喷管扩张校正因数

$\eta_F = C_F$ 的效率因数

对于锥形喷管， λ 由下式确定：

$$\lambda = \frac{1}{2} (1 + \cos \alpha) \quad (12)$$

式中， α = 喷管扩张半角，度

喷管出口锥常常作成钟形的，以减小相同喷管长度内气体膨胀的扩张损失。钟形轮廓及 λ 通常是以特征气流分析法确定的。对于钟形喷管， λ 的近似值为^[10]：

$$\lambda = \frac{1}{2} \left[1 + \cos \left(\frac{a + \theta_{ex}}{2} \right) \right] \quad (13)$$

式中， a 和 θ_{ex} 如图4所示。

广泛使用的推力方程^[24] 包含有 $C_{F, act}$ 的表达式（方程11）。也可应用喷管效率因数，由下式确定推力：

$$\begin{aligned} F &= \lambda \eta_F (P_c A_t C^{\circ}_{F, vac} - P_e A_e) + (P_e - P_{amb}) A_e \\ &= P_c A_t C_{F, act} \end{aligned} \quad (14)$$

式中， F = 推力，磅力（牛顿）

在式(14)中，当假定 A_e 为常数或由外壳限定到最大值时，则 A_t 是唯一的未知数。然而，此

方程必须用迭代法求解，因为 ϵ 以及因而 $C_{F, vac}$ 取决于 A_{t0} 当不限定 A_e 时，则可单独选定 ϵ ，并且方程(14)可直接对 A_t 求解。通常选择的膨胀比 ϵ 应保证系统达最大性能。虽然在 $P_e = P_{amb}$ 时出现了非真空条件下的最大 C_F 〔21〕，但是最佳的 ϵ 值常常取决于它对发动机尺寸和重量的影响。侵没喷管发动机的最佳 ϵ 取决于可利用的推进剂体积、侵没程度、喷管重量和有关气流损失之间的综合考虑。

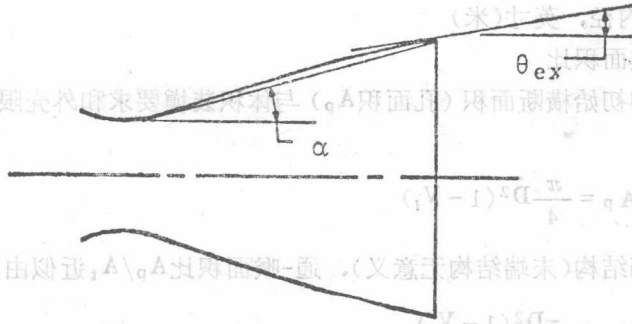


图4 喷管扩张角

已经指出，点源流假设条件下的出口压力及速度应与气体膨胀形成的球形面积相符合，这种球形出口面积稍大于确定 ϵ 的喷管平面出口面积〔25〕。不考虑这种差别会造成小的误差，而在通常的膨胀比范围内这种误差是可忽略的。关于因喷喉面积假设造成的某些小的误差问题请参看资料24。

2.1.2.3 体积装填分数

在装药设计中，体积装填分数 V_f 定义为推进剂可利用的室体积分数。可利用的室体积为包括封头在内的绝热壳体边界内的体积。虽然 V_f 通常按二维断面装填分数估算，但它可很好地以性能和推进剂需要量表达，因此，

$$V_f = \frac{V_p}{V_a} = \frac{I_{tot}}{I_{spd} \rho_p V_a} \quad (15)$$

式中， V_f = 体积装填分数

V_p = 推进剂体积， (W_p/σ_p) ，英寸³(米³)

V_a = 推进剂可利用的室体积，英寸³(米³)

I_{tot} = 总冲， $(W_p \cdot I_{spd})$ ，磅力·秒(牛顿·秒)

W_p = 推进剂重量，磅质(公斤)

ρ_p = 推进剂质量密度，磅质/英寸³(公斤/米³)

燃烧中性限制了每种药柱结构对特定范围 V_f 值的应用(见图1)。因此，要求的 V_f 对于装药结构的选择有极大的影响。

2.1.2.4 弧厚分数

弧厚分数 W_f (燃弧厚与药柱外半径之比)是影响装药结构类型选择的最重要参数之一。可应用的弧厚分数范围取决于采用推进剂的燃速范围。燃速和燃烧时间决定需要的弧厚分数 W_f ，对内燃药柱由下式确定：

$$W_f = \frac{2rt_b}{D} \quad (16)$$

式中, W_f = 弧厚分数(燃弧厚与药柱外半径之比, 常常写作 $(D-d)/D$)

T_b = 燃烧时间, 秒

D = 药柱外径, 英寸(米)

d = 药柱内径, 英寸(米)

2.1.2.5 通-喉面积比

气流通道的平均初始横断面积(孔面积 A_p)与体积装填要求和外壳限制有关, 其关系如下:

$$A_p = \frac{\pi}{4} D^2 (1 - V_l) \quad (17a)$$

对于严格的二维装药结构(末端结构无意义), 通-喉面积比 A_p/A_t 近似由下式表示:

$$\frac{A_p}{A_t} = \frac{\pi D^2 (1 - V_l)}{4 A_t} \quad (17b)$$

式中, $\frac{A_p}{A_t}$ = 通-喉面积比(也用符号 $1/J$)

A_p = 药柱孔的气流面积, 英寸²(米²)

沿气流通道的气流速度受 A_p/A_t 值的影响很大。当孔面积等于喉面积时, 喷管扼流末端处的 A_p/A_t 极限值为 1.0。虽然可根据 2.3 节中所讨论的其它变量考虑使面积比小于 1.0, 但实际的极限通常大于 1.0。药柱前段的孔面积常常等于或小于喷喉面积。这种关系的典型药柱有: (1) 后部有槽的带槽管状药柱; (2) 为减小侵蚀燃烧的锥形孔药柱; (3) 助推-续航结构的药柱。 $A_p/A_t < 1$ 的典型结构是具有小直径和大长-径比的内燃管状药柱^[26]。高推力而短工作时间的发动机, 其喉面积与燃烧室横断面积之比是一个相当大的分数。这种发动机的要求可造成气流通道的某些点上的通-喉面积比接近于 1.0。

药柱特定段上通-喉面积比的临界值取决于该段的质量流率。因此, 孔可以做成锥形的, 以使体积装填分数达最大值。借助工具的改进, 使药柱气流通道的后端做成锥形的, 这是提高有效通-喉面积比的一种方法。

通-喉面积比提供了确定压力降落及侵蚀燃烧趋向的一个指标, 因此, 在设计交付生产之前, 指出带孔药柱通-喉面积比的低实际限以及指出分析水平都是恰当的。采取适当的设计预防措施, 很低的 A_p/A_t (包括 $A_p/A_t \leq 1.0$) 是可适应的(如采用相当小的初始燃面或使发动机结构适合于极大的初始压力峰)。然而, 对中性压力-时间性能考虑合理的恒面燃烧药柱时, 通-喉面积比则成了很大的限制。允许的通-喉面积比取决于结构复杂性、基准燃速值及工作压力。当烧速相当高($r > 0.5$ 英寸/秒, [12.7 毫米/秒])及孔为圆形孔时, $A_p/A_t < 2.0$ 是适合的。在给定通-喉面积比下, 当结构变得复杂以及燃速降低时, 侵蚀燃烧及初始压力峰就会变得严重。因此, 通-喉面积比大于 2.0 以及甚至达到 3.0 以上仍可能成为低燃速极复杂形状药柱的极限值($r < 0.30$ 英寸/秒 [7.62 毫米/秒])。结构复杂性的一个度量是^[28]:

$$X = \frac{Q^2}{4\pi A_p} \quad (18)$$

式中, X = 结构因数

Q = 药柱燃烧周边, 英寸(米)

圆形孔的 X 值为1.0, 而非圆形孔的 X 值大于1.0。

在某些装药设计中, 气体动力学影响造成有效通-喉面积比低于其几何值。在药柱后端附近具有环形槽的装药设计中, 由槽内燃面流出的质量流附加到直角上的主流中。在槽部位置的气流通道内发生了气体动力学扼流, 而且它的影响可以足够大, 以致在槽的断面上建立了很大的静压降落。作用在药柱上的这种力会引起槽下游推进剂药柱的向内弯曲。气体动力学造成的槽断面压力降落及推进剂变形之间的这种耦合会使发动机破坏^[29]。

2.1.2.6 长-径比

药柱长度与直径之比 L/D 是由规定的壳体尺寸要求求得的。这个参数在装药设计和分析的下列三个方面是重要的:

(1) 燃烧几何形状的端面作用随 L/D 的减小而增大。因此, L/D 对要求恒面燃烧药柱结构的选择是一个重要的参数。药柱结构对 L/D 的依赖关系对三维结构的药柱来说是明显的(图1)。

(2) 侵蚀燃烧以及对其它因数的敏感性随着发动机长-径比 L/D 的增大而增强。

(3) 高 L/D 值可增加燃烧不稳定性发生的趋向。

2.2 药形选择及设计

选择和设计特定药柱几何形状时, 通常应遵循一种合理的方法步骤。由于工艺能力和成本的限制, 使固体推进剂药柱的特征形状限制在几种具有严格几何界限的特殊结构类型中。推进剂的燃速和发动机的性能要求联系在一起就更减少了切合具体应用的药形结构类型数目。因此, 已发展了某些控制合适药形结构类型选择的原则。装药设计包括按照这些原则选择结构以及为满足全部要求所提供的详细尺寸的分析。

2.2.1 选择原则

2.2.1.1 弹道限制

相关参数(2.1.2节)表征对装药设计的主要弹道限制。这些变量的特定值, 尤其 W_f 、 V_f 和 L/D 直接指出可应用的结构类型(图1)。最重要的变量是弧厚分数, 它直接取决于选定推进剂的燃速、工作时间要求及外壳。体积装填分数通常受着弧厚分数的限制。为了提供适应于大弧厚分数和装填分数的足够高燃速的推进剂, 推进剂选择中的迭代过程是必要的。长-径比对气体动力学的影响, 尤其对侵蚀燃烧的影响限制着药柱横断面几何形状的复杂性。

2.2.1.2 工艺现实性

装药设计的灵活性受着工艺技术和推进剂流变性能的限制。不考虑有关固体发动机的生产技术现状而进行精确的装药设计是当前流行的作法。然而, 忽略了脱离装药设计的工艺要求将会因如下两点原因导致设计失败: (1) 药柱不能采用现有工艺方法加工; 或(2) 专门工具的成本昂贵。

装药设计者必须考虑的两个可能最重要的方面是心轴消除技术及非限定端面的固定装置。经过推进剂浇铸工艺的改进, 即采用可毁或可耗轴心, 使得鱼尾孔和前孔锥药柱成为现用发动机的常用药柱结构。没有这些技术的改进, 要求前开槽的设计将是毫无意义的。

关于和发动机设计有关的工艺因数的资料请参见资料30。