



# 固体火箭发动机 气体动力学与热物理过程

◆ [俄]A·C·科罗捷耶夫 等著

◆ 戴祖明 等译



中国宇航出版社

# 固体火箭发动机 气体动力学与热物理过程

[俄]A·C·科罗捷耶夫 等著  
戴祖明 等译



中国宇航出版社

·北京·

版权所有 侵权必究

图书在版编目(CIP)数据

固体火箭发动机气体动力学与热物理过程/(俄)A·C·科罗捷耶夫等著;戴祖明等译. —北京:中国宇航出版社,2007.4

ISBN 978-7-80144-678-7

I. 固... II. ①A... ②戴... III. 固体推进剂火箭发动机-气体动力学-热物理过程 IV. V435

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2007)第 040180 号

责任编辑 刘西琳 赵克熙 责任印制 任连福  
责任校对 王 妍 封面设计 03 工舍

出版 中国宇航出版社

社址 北京市阜成路8号 邮编 100830  
(010)68768548

网址 [www.caphbook.com](http://www.caphbook.com) / [www.caphbook.com.cn](http://www.caphbook.com.cn)

经销 内部发行

发行部 (010)68371900 (010)88530478(传真)  
(010)68768541 (010)68767294(传真)

零售店 读者服务部 北京宇航文苑  
(010)68371105 (010)62529336

承印 北京智力达印刷有限公司

版次 2007年8月第1版 2007年8月第1次印刷

规格 850×1168 开本 1/32

印张 13.5 字数 366千字

书号 ISBN 978-7-80144-678-7

定价 46.00元

本书如有印装质量问题,可与发行部联系调换

## 编者的话

固体火箭发动机是现代火箭—航天系统和导弹武器的主要发动机种类之一,它被广泛应用于世界发达国家的技术当中。

为了创建和完善固体火箭发动机,我国机械制造、热工技术、化学和材料科学等不同专业的学者和工程师,付出了艰辛的劳动,进行了上千次的试验和实验,积累了丰富的研究、开发和应用经验,建立了固体火箭发动机的科研设施及研究和设计的理论计算基础。

凯尔迪希中心的学者和工程师为了建立这些基础,做出了重大的贡献,他们同国内其他领先企业紧密合作,完成了基础研究和基本理论建设与阐述,用以保证制造先进的发动机。

我们这些科技集体的合作者就是本书的著者,他们不只局限于自己在固体火箭发动机研究和设计方面积累的经验。与本内容有关的著作涉及面很广。在已发表的固体火箭发动机方面著作中应指出以下的作者:Л·Н·拉弗罗夫, В·Г·斯维特洛夫和 Б·П·茹科夫编的书, А·А·希什科夫, С·Д·帕尼恩, Б·В·鲁米亚恩采夫的手册, 多次出版的 А·М·维尼茨基, Б·В·奥尔洛夫和 Г·Ю·马齐恩格的著作, В·В·沃罗勃亚和 И·М·布拉诺夫, А·М·利帕诺夫和 Л·Е·斯捷尔尼恩, И·Х·法赫鲁特季诺夫和 А·В·科列斯尼科夫的专著;以及发表在科技杂志上的和汇编的很多文献。

本书系统地阐述了在确定发动机能量特性、工作性能和使基本结构设计方案最佳化时,其热力、气动、热及物理—化学过程分析的理论基础和计算方法。对于模拟火箭发动机工作过程的途径的阐述,其方法与通常应用的对发动机特性的综合分析和预测过程一样,即将前阶段的计算和试验结果,作为下一步的原始数据。

根据这些原则,书中逐步阐述了发动机燃烧产物的热力特性和对内弹道参数的先进分析方法;研究并解决了燃烧室内和喷管

内两相分散流问题,在考虑到相间相互作用、粒子的分裂和凝聚特性的基础上,建立了喷管的最佳造型和能量损失计算方法;研究了热防护和抗烧蚀材料的传热传质、热状态、烧蚀和热分解的耦合问题;阐述了固体火箭发动机推力矢量控制机构有效性的计算和试验研究结果。

本书特别注意到固体火箭发动机的能量特性和随时间变化的所有推力比冲损失组成的计算方法,除用两相气动数值计算方法外还采用试验数据,其中包括复合推进剂燃烧时形成的凝聚相粒子的试验数据和结块颗粒大小的测定所进行的光谱分析数据。书中阐述了分析粒子细度的基本方法,给出了凝聚相对能量损失的影响、发动机燃烧室内剩余凝聚相产物的累积过程、在燃烧室和喷管结构组件上的粒子沉积情况,以及用于推力矢量控制系统执行组件的热防护材料的烧蚀过程等结果。

书中的一些章节阐述了关于绝热和抗烧蚀材料与高温燃烧产物相互作用的计算、分析和试验结果;研究了材料损坏机理及动力常数的确定;描述了积炭材料的热分解过程,其中包括橡胶、玻璃钢和碳模压塑料以及复合及难熔合金材料的化学烧蚀和机械损坏的过程。

用于固体火箭发动机方面的热气动和传热传质问题,属于多参数耦合问题,在求解时要考虑不同因素的综合影响和不同过程的相互影响。因此,在本书的每章中,编写的角度是从解决个别课题、描述单独过程出发,给出认识不同现象间相互制约关系的方法,而后提出建立计算框图和算法的具体建议。

除阐述物理和数学的理论外,书中列出了大量的实验结果,其中很多是首次公开。在阐述数值计算方法的同时,也给出了以综合理论和实验结果为基础的简化的工程计算方法。

本书供火箭-航天技术领域内的科学工作者、工程师、大学生和研究生使用。

俄罗斯科学院院士 A·C·科罗捷耶夫

## 中译本序

俄罗斯凯尔迪希研究中心(原名热过程研究所)成立于1933年,是苏联第一个火箭技术科研机构,已有70多年历史。该中心主要从事火箭发动机的基础研究、样机设计与研制、试验分析等。第二次世界大战时著名的“卡秋莎”火箭即由该中心研制,其后曾研制了远程有翼超声速冲压发动机、各种射程的运载火箭及载人航天器的液体发动机、洲际及防空导弹固体火箭发动机、空间应用的电火箭及核推进发动机等。

本书原版是该中心于2004年出版的固体火箭发动机专著,参与编写的该中心科研人员有17人之多,书中对固体火箭发动机的基本问题(内弹道、气体动力学、能量特性、传热传质、热防护及推力矢量控制技术)作了系统的阐述,尤其对二相介质流动、各种比冲损失计算、热结构传热特性、材料烧蚀规律、不同过程的相互影响及耦合计算等有较深的分析研究。全书理论与实际紧密结合,既有严密的理论分析,又有试验结果的比较,并列出了很多工程应用的经验公式,可以说全面汇集了该中心几十年来在固体火箭发动机领域的研究成果。

本书的出版对我国从事固体火箭发动机工程研制的科技人员了解该中心的研究成果、吸取该中心的经验、提高我国固体火箭发动机的研制水平将有很好的借鉴作用,同时对固体火箭发动机专业领域的高等院校大学生、研究生也有一定的参考价值。

本书第1章、第2章由刘相华翻译,第3章、第4章由张海涛翻译,第5章由王昌茂翻译,第6章、第7章、第8章由戴祖明翻译。全书由戴祖明核对审定。整个翻译编辑出版工作历时一年多,在此期间,上述几位同志付出了辛勤的劳动、贡献了自己的智慧,在此,对他们表示衷心的感谢并致以深深的敬意!同时,也感

谢中国宇航出版社为本书编辑出版工作给予的大力支持。由于时间仓促和水平有限,翻译中错误难免,敬请读者批评、指正。

上海新力动力设备研究所所长

施 灵

2006年10月26日 上海

# 目 录

绪论 .....	1
第 1 章 固体火箭发动机总论 .....	4
1.1 结构特点和技术性能 .....	4
1.2 发动机热气动的耦合问题 .....	14
第 2 章 燃烧产物的组成和热力性能 .....	20
2.1 多组分推进剂燃烧产物参数的热力计算 .....	28
2.2 凝聚相燃烧产物 .....	40
第 3 章 固体火箭发动机内弹道学 .....	49
3.1 内弹道性能计算 .....	49
3.2 点火和启动 .....	71
3.3 压强下降 .....	79
3.4 内弹道性能的偏摆范围 .....	84
3.5 燃烧产物的凝聚相残余 .....	88
第 4 章 固体火箭发动机气体动力学 .....	93
4.1 固体火箭发动机内流动的主要特性 .....	93
4.2 燃烧室内的亚声速流动 .....	97
4.3 喷管内跨声速和超声速两相多元分散流 .....	101
4.4 三维两相流动的数值模拟 .....	107
4.5 固体火箭发动机气体动力学的非稳态问题 .....	121
4.6 存在重力时的两相流动 .....	130
第 5 章 固体火箭发动机的能量特性 .....	141
5.1 比冲损失计算 .....	141
5.2 流量系数计算 .....	157
5.3 喷管造型 .....	160



5.4	喷管型面变化对两相流和比冲损失的影响 .....	171
<b>第 6 章</b>	<b>固体火箭发动机传热传质 .....</b>	<b>186</b>
6.1	燃烧室和喷管中的对流传热 .....	187
6.2	喷管型面变化的传热传质 .....	216
6.3	喷管非设计状态下燃气流动与传热 .....	222
6.4	形成轴向旋涡时分离区内流动与传热传质 .....	233
6.5	喷管双层流动的传热 .....	247
6.6	凝聚相产物在喷管壁面沉积时的传热传质 .....	255
6.7	燃烧室和喷管内辐射传热 .....	265
<b>第 7 章</b>	<b>固体火箭发动机的热防护 .....</b>	<b>275</b>
7.1	固体火箭发动机壳体内部的热防护 .....	275
7.2	喷管组件热防护 .....	299
7.3	喷管热防护材料烧蚀模型 .....	307
7.4	喷管多层结构热状态 .....	333
7.5	不同结构部件及材料热工况和损坏的特点 .....	342
7.6	粒子沉积对热防护层的破坏 .....	364
<b>第 8 章</b>	<b>固体火箭发动机推力矢量控制机构 .....</b>	<b>377</b>
8.1	燃气舵 .....	379
8.2	喷管超声速段喷气体方式的推力矢量控制 .....	400
8.3	转动可控喷管 .....	405
	<b>参考文献 .....</b>	<b>418</b>

## 绪 论

无论是在大气层中还是在大气层外,从具有高速度的飞行器中,均可以找到使用固体推进剂的火箭发动机。可以认为,第一台固体火箭发动机与中国发明的黑火药同时产生;信号弹和战斗火箭弹以及焰火火箭弹的火药的使用,是在 18~19 世纪。

俄罗斯的火箭炮兵在彼得一世的时代奠定了基础。19 世纪初,A·П·扎夏季科将军开始在俄罗斯的军队里运用火箭武器,研制了具有发射装置的新型火箭。19 世纪中期,杰出的炮兵科学家 К·И·康斯坦丁诺夫将军开展了关于火箭武器的科学研究并组织生产了固体火箭。

20 世纪 30 年代,苏联曾研制飞机上的固体助推器和不同用途的火箭弹,如 1938~1940 年,研制了著名的“卡秋莎”火箭的固体火箭发动机。火箭技术的快速发展是在 20 世纪 50~60 年代。在第二次世界大战结束不久,美国不同用途的火箭武器就主要建立在固体火箭发动机的基础上,这与苏联长期把导弹系统建立在液体发动机的基础上不同。在战略续航固体火箭发动机技术、生产能力、新型材料研制、推进剂的先进性和能量质量特性等方面,至 1985 年前,苏联与美国的水平相当。

在俄罗斯、美国、法国、日本、印度及其他一些国家,固体火箭发动机作为续航发动机、起飞用加速器、助推器以及分离、转弯、制动等辅助发动机,被广泛使用。

固体火箭发动机的发展,经历了很长一段路程,从简单固体火箭发动机到用于复杂火箭系统的发动机,其发展是建立在广大科研集体与有经验的设计师和生产单位,包括化工和材料企业紧密合作的基础上的;在合作中,他们创建了研制固体火箭发动机专门的生产能力和通用的试验台。

固体火箭发动机与其他类型的火箭发动机相比具有广泛的应用领域,在使用过程中有以下的不同及优点:

结构简单;

高可靠性;

地面设备维护方便;

在完全装填条件下,可以长时间储存(15年及更长);

始终处于发射状态:在保险期内,不需要任何定期维护工作;经济性,即相对而言成本不高。

目前固体火箭发动机主要用于:宇航运载火箭起飞加速器(助推器)和续航发动机;在诸多情况下可有效地实现固体火箭发动机二次应用原则,其中包括在弹道导弹上的广泛应用。

其应用范围有:

弹道导弹——不同发射方式的洲际弹道导弹;

弹道导弹——中程战术弹道导弹;

不同方式发射的对空导弹;

不同射程的齐射火箭系统;

反坦克导弹,喷气式榴弹;

鱼雷;

作为轨道间运载装置的近地点和远地点发动机;

作为辅助发动机用于续航发动机和武器与航天装备的单个系统运行的能源装置,以及控制、侦察、分离、散开、紧急救助、制动等系统及其他;

作为起飞加速器,用于飞机的弹射系统、航空着陆降落伞系统、防雹火箭系统和大气层探测系统。

固体火箭发动机尺寸-质量的参数变化范围非常宽——从美国航天飞机助推器(质量570 t,壳体直径3.7 m,长度38.2 m)到微型辅助发动机(质量仅几十克,直径和长度仅几厘米)。

固体火箭发动机的技术进步方向是:研制新型发动机和完善现有发动机的结构布局方案;优化推进剂配方的研制;探讨发动机

工作过程综合计算的理论计算方法；研制并采用具有更高的比强度和抗热烧蚀性能的结构和热防护材料。

为此,必须保证降低发动机结构的质量,减小内弹道和能量特性的偏差,增大推力比冲、固体推进剂的密度和燃烧室内的压强,提高工作的稳定性和可靠性,并在最终考虑到质量能量、可靠性、成本准则的前提下,增大飞行距离和有效载荷。在每一种不同的情况下,根据技术任务书的要求,提高(改进)固体火箭发动机的整体性能。

幸运的是,固体火箭发动机在结构上比化学推进剂的火箭发动机简单。但是,固体火箭发动机有非常宽的参数范围和高压的特性(先进的续航发动机达到 12 MPa,而一些辅助的发动机达到几百 MPa);其燃烧产物的温度(达到 4 000 K)、凝聚相燃烧产物含量(达到 45%)、流速(在燃烧室内达到 1 000 m/s,在喷管内大于 3 000 m/s)等,并且,在非稳态工作状态中这些参数变化很快。

固体火箭发动机的工作过程主要是:推进剂的点火和燃烧;燃烧室和喷管内燃气流动;发动机内燃气与发动机通道的结构和热防护材料发生热、化学和烧蚀的相互作用;推进剂熄火(剩余物烧尽)及燃烧室排空。根据试验研究和真实发动机点火试验的结果,当前建立了不同复杂程度的大量的数学模型及分析和计算方法,编制了计算机程序和软件包。

在书中,作者综合了国内和国外著作中的数据,阐述了在固体火箭发动机工作过程中两相气动内弹道、推进剂燃烧、传热传质、热防护材料的损坏和烧蚀机理、瞬变过程等方面的研究结果,提供了在综合考虑物理过程和模型及真实发动机试验数据的基础上形成的理论和解决的途径以及先进的计算方法,可以对固体火箭发动机的主要性能进行可靠的预测,包括:燃烧室压强的改变、燃烧产物的成分及流量、比冲值和流量系数、传热传质参数、热防护材料沿发动机通道的加热和烧蚀、喷管造型,以及在固体火箭发动机研制的初始阶段,进行发动机参数的优化,热防护、药型、膨胀比及喷管形状的选择,比较不同推进剂的有效性等。

# 第 1 章 固体火箭发动机总论

## 1.1 结构特点和技术性能

固体火箭发动机由以下主要的结构部件和组件组成:壳体、喷管组件、固体推进剂药柱、点火器、推力终止装置和发动机的故障关机装置(图 1-1)。

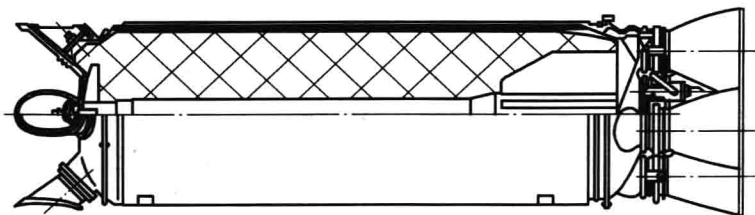


图 1-1 续航四喷管固体火箭发动机的结构

发动机的完善性主要是由推力比冲和发动机消极质量与固体药柱质量的比  $\alpha$  来确定的。推力比冲越大及  $\alpha$  值越小,发动机越好。

固体火箭发动机有 2 种不同的主要结构形式:

——装填药柱,即在燃烧室内的自由装填药柱。

——贴壁浇注,即借助在燃烧室壁上专门的粘结层,在其上面贴壁浇注装药。

自由装填的固体火箭发动机可以不仅只有一个药柱,还可以包括位于有间隙的燃烧室内的几个单个的药柱(图 1-2)。这种方式很早就出现了,并在低成本的制造和简单的结构及使用的情况下得到采用,主要用在短时间工作的发动机、不可控的火箭弹、不同功能的辅助发动机和科学研究上。

自由装填药柱方式的不足之处是:壳体所有内表面与燃烧产物

接触,装填密度低;燃烧室内必须采用固定药柱的装置。这些将导致结构的质量与燃料质量之比明显增大( $\alpha \approx 1$ ),削弱发动机性能。

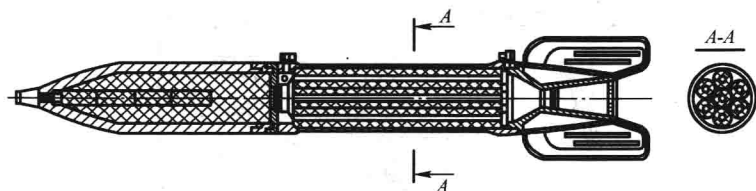


图 1-2 第一代“卡秋莎”固体火箭发动机齐射系统

固体火箭发动机贴壁浇注推进剂,有保护燃烧室壁免受燃烧产物作用的功能,采用这个方式(图 1-3~图 1-5)可将所有壳体热防护层的厚度减至最小,不需紧固药柱的辅助装置,从而增强了工作的可靠性,改善了燃烧室推进剂的装填系数( $\alpha \approx 0.1$ )。

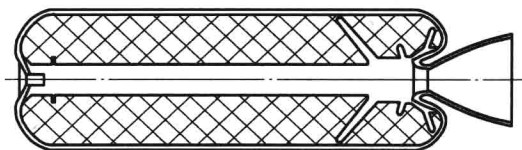


图 1-3 “双子座-120”固体火箭发动机简图

发动机壳体可以有不同的几何形状:圆柱形(图 1-3)、椭圆形(图 1-4),球形(图 1-5)、环形、圆锥形<sup>[1.4]</sup>;可能是综合的方案。壳体可以是整体式或分开式,带 1 个或 2 个不同的封头。对壳体的制造使用不同的材料:开始是钢,后来是钛合金;最后采用不同的复合材料,如玻璃钢、有机纤维复合材料、碳纤维复合材料等,用以提高壳体比强度。

发动机采用 2 种类型的推进剂:巴里斯泰型和复合型。巴里斯泰型推进剂(或称胶质的、均质的或双基药质的)是使用少量工艺添加剂的硝化纤维素与硝化甘油的胶质溶液。复合推进剂是细粒的矿物氧化剂(通常为高氯酸铵)、有机的燃料粘合剂(不同类型

的橡胶)和金属添加物(最通用的是铝)的机械混合物。复合推进剂能量特性更高<sup>[1.2.1.5.1.6]</sup>。

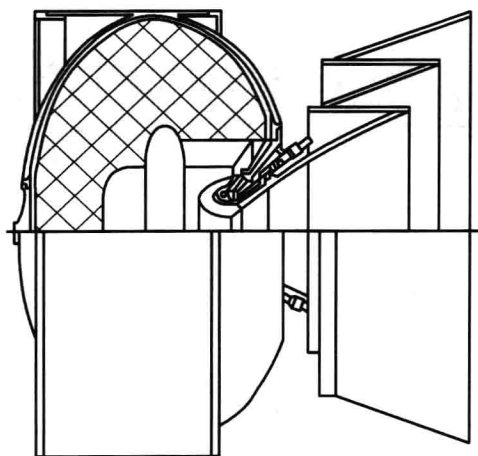


图 1-4 第三级固体火箭发动机简图

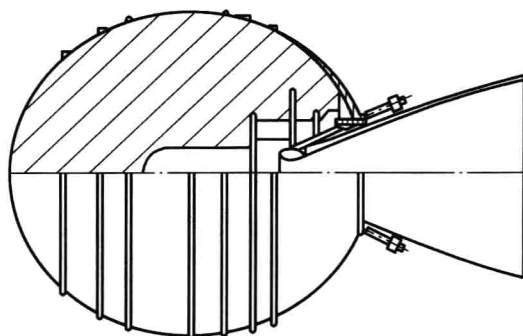


图 1-5 近地点固体火箭发动机简图

对于发动机,取决于其用途和要求,必须保证发动机燃烧室压强曲线改变的形状,由药型的选择来达到。压强曲线形状可分为递减(压强随时间下降)、中性(定压)和递增(压强随时间增长)3种形式。目前已设计和研究过许多不同的药柱形状<sup>[1.2.1.3.1.5.1.7]</sup>。药柱

形状和压强曲线应保证最大的装填密度和满足结构强度的要求。装填密度由容积装填系数  $\alpha_V = V_3/V_{kc}$  表示,  $\alpha_V$  是药柱容积  $V_3$  与燃烧室自由容积  $V_{kc}$  之比。现代固体火箭发动机的  $\alpha_V$  值为 0.8~0.9。对结构强度的要求是, 考虑可能偏差的燃烧室最大压强值。

形状比较简单的药柱, 是保证定压的整体式端面燃烧的药柱, 用于小推力的或燃气发生器的发动机。圆柱形带轴向内孔和端面包覆的药柱可达到燃面的不变。在贴壁浇注药柱的情况下, 中心孔加纵向槽可获得恒面性燃烧, 改变其数量和相对长度, 达到燃烧表面必要的改变。

带星孔的圆柱形药柱(图 1-6)被非常广泛地用于弹道导弹的续航发动机上。不同递增的压强曲线, 取决于星孔的数量和形状。

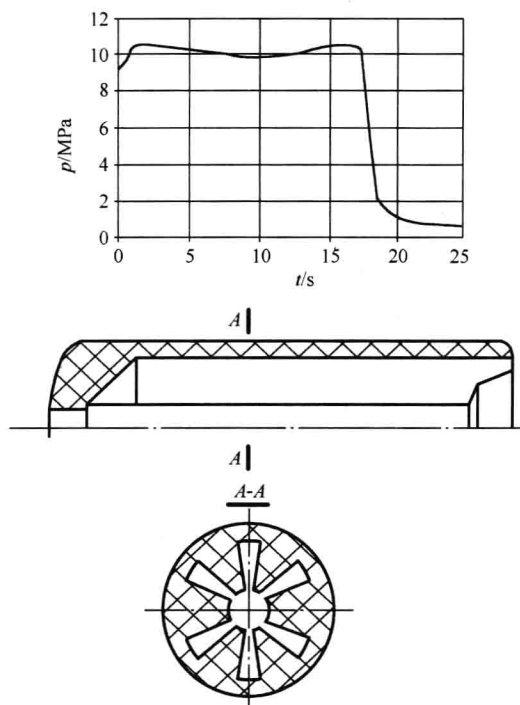


图 1-6 星形药柱简图



但这个类型的药柱往往有较多残药,使发动机消极质量增大。为排除这一不足,在发动机装推进剂之前,以轻质材料骨架代替残药,从而降低消极质量。此外,带星孔药柱的发动机在工作时,其喷管材料呈不对称烧蚀,对保证其工作能力带来困难。

目前弹道导弹发动机用的是带倾斜槽的圆柱锥形孔的药柱,可以保证发动机推进剂有较高的装填系数。但是,在其制造时,要求有可拆卸的工装。在必须获得分段的推力曲线(双推力发动机)的情况下采用不同的组合药型(图1-7<sup>[1.9]</sup>)。尽管药柱已有许多种形式,但在要求有新的结构形式的情况下必须研究新的药柱形状。

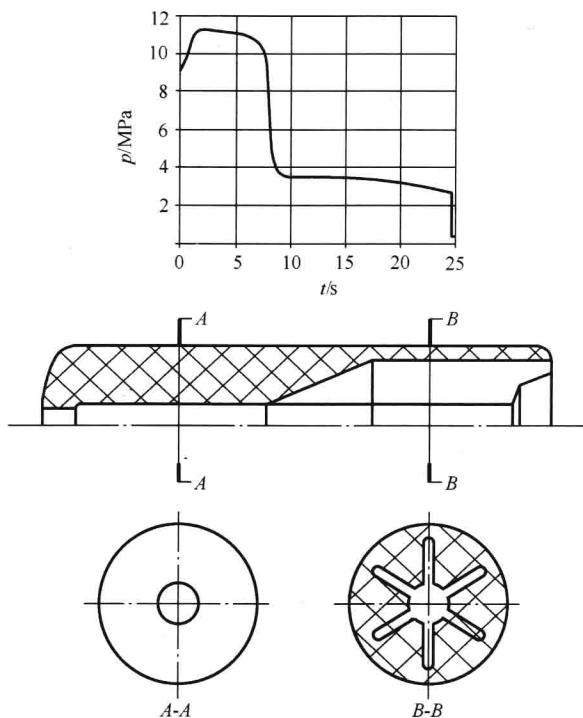


图 1-7 双推力固体火箭发动机简图