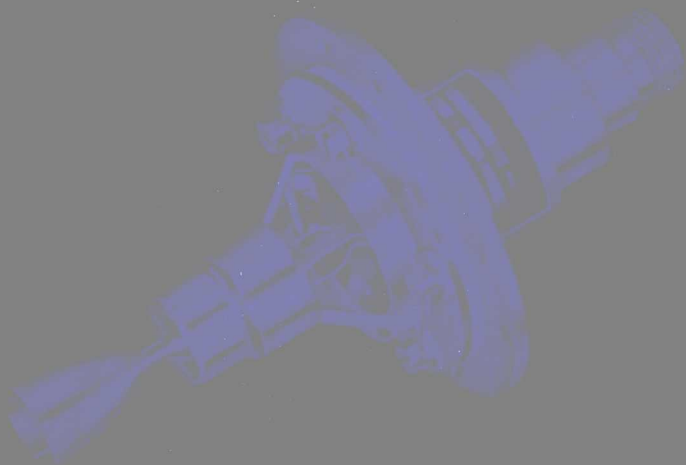




航天科技图书出版基金资助出版

单组元液体火箭发动机 设计与研究

周汉申 著



中国宇航出版社

航天科技图书出版基金资助出版

单组元液体火箭发动机 设计与研究

周汉申 著



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

单组元液体火箭发动机设计与研究/周汉申著. —北京:
中国宇航出版社, 2009. 8

ISBN 978 - 7 - 80218 - 544 - 9

I. 单… II. 周… III. ①液体推进剂火箭发动机-设计
②液体推进剂火箭发动机-研究 IV. V434

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2009)第 113638 号

责任编辑 刘亚静 封面设计 03 工舍 责任校对 王 妍

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 / www.caphbook.com.cn

经 销 新华书店

发行部 (010)68371900 (010)88530478(传真)
(010)68768541 (010)68767284(传真)

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

承 印 北京画中画印刷有限公司

版 次 2009 年 8 月第 1 版 2009 年 8 月第 1 次印刷

规 格 880 × 1230 开 本 1/32

印 张 10.375 字 数 289 千字

书 号 ISBN 978 - 7 - 80218 - 544 - 9

定 价 58.00 元

本书如有印装质量问题,可与发行部联系调换

前 言

在我国，单组元液体火箭发动机的研制起步于20世纪60年代末。30余年来，在全体科技人员的努力下，从无到有，从低级到高级，从单一品种到系列化，开创出一条适合于我国国情的发展道路。1980年5月，我国研制的姿态控制发动机首次参与了运载火箭的全程飞行试验，它驾驭着运载火箭这个庞然大物，穿云破雾，飞越万里长空，直奔太平洋，准确地溅落在预定海域，激起万顷波涛，震撼了全世界。

单组元液体火箭发动机的研制成功，为火箭发动机系列增添了一个新的分支。而《单组元液体火箭发动机设计与研究》一书的出版，又为火箭发动机全书填补了一页空白。

由于作者长期工作在科研一线，以一个既是科研者又是实践者的双重立场来构思本书，因而使本书具有鲜明的特色。

第一，理论基于实践。在单组元液体火箭发动机的研制过程中，为探讨研究对象的内在关系，对诸如喷注器过热、催化剂装填、催化剂破损、发动机寿命、冷热启动差别、毛细管流量系数、汽蚀流动、小推力测量及落压系统等问题，进行了数以千计的试验，获得了大量珍贵的实验数据，解决了设计中许多技术问题。正由于有了充分的实验数据作基础，使本书内容扎实全面，结论准确可信，因而也就更具现实意义与参考价值。

第二，理论公式与工程实际计算方法之间往往还存在一条很宽的沟壑，忽略了这条沟壑，公式便成了摆设。本书通过各种努力，在它们之间搭起了一座桥梁。书中所有的理论公式及经验公式，几乎都进行了实例运算，这样，不但能验证原式的正确性，更重要的

是，使本书更具可操作性。

第三，本书多用图表曲线、数据算式等工程语言，使理论研究变得更直观、更真实，也使文字阐述更简洁明了。

第四，对流体在喷孔内的流动，本书在大量实验数据的基础上，进行了全面的研究，深入浅出地阐明了流体在喷孔中的流动机理及其应用。这种流体理论不仅用于火箭发动机，还可广泛用于民用科技，使本书具有普遍的实用意义。

第五，为计算方便简捷，本书不仅对一些公式进行了转化与简化，还利用喷管等熵原理，导出了计算喷管出口压力的公式，大大简化了计算程序，也使本书更具个性。

本书是作者数十年科研工作的总结。它的出版，不仅为科技人员提供了一部专业参考书，而且为年轻的科技工作者筑造了一个平台，让他们在此平台上再建一层楼。

在本书写作过程中，陈卫星同志为“系统设计与研究”这一章提供了不少资料；李平、丁丰年、王衍芳、孙祯、陈建华等同志对有关章节进行了认真的校对，提出了不少宝贵意见；中国航天科技集团公司第六研究院第十一研究所情报档案室的同志们更是为本书付出了辛勤的劳动。在此，作者一并表示深切的谢意。

特别感谢中国航天科技集团公司第六研究院及其第十一研究所领导、航天科技图书出版基金评审委员会、中国宇航出版社对本书的出版给予的关心与支持。正因为有了他们的关心与支持，便有了本书今日的问世。

作 者

己丑岁（2009）孟春于古城西安

目 录

引论 单组元液体火箭发动机发展概况	1
第 1 章 混合气体在催化剂床及喷管中的流动	7
1.1 推进剂的催化分解及氨的解离	7
1.1.1 推进剂的催化分解	7
1.1.2 催化分解式的建立	8
1.2 混合气体在催化剂床中的等焓流动	10
1.3 混合气体在喷管中的等熵流动	11
1.3.1 熵值计算式的导出	12
1.3.2 由等熵导出的有关算式	13
1.4 发动机的几个主要性能参数	17
1.5 平衡流与冻结流	21
1.5.1 平衡常数方程的导出	22
1.5.2 平衡流算法与冻结流算法的讨论分析	24
1.6 氮气计算式的导出	29
参考文献	35
第 2 章 热力计算	36
2.1 已知 P_c 和 P_e 的热力计算	36
2.2 已知 P_c 和 ϵ_{en} 的热力计算	42
2.3 ϵ_{en} 已知, P_c 未知的热力计算	46
2.4 平衡流热力计算	51
第 3 章 喷注器设计与研究	69
3.1 喷注器设计的基本要求	69
3.1.1 对热不敏感	69

3.1.2	合理的喷注器压降	71
3.1.3	均匀的推进剂分布	72
3.1.4	小的集液腔容积和合理的毛细管装配	73
3.1.5	防止推进剂互相撞击	74
3.1.6	相容性好的材料	74
3.2	几种喷注器	74
3.2.1	莲蓬式喷注器	74
3.2.2	多孔材料喷注器	77
3.2.3	穿入式喷注器	79
3.3	喷孔流量系数	83
3.3.1	流量系数公式	83
3.3.2	汽蚀对喷孔流量系数的影响	85
3.3.3	压降对喷孔流量系数的影响	87
3.3.4	反压对喷孔流量系数的影响	89
3.3.5	长径比对喷孔流量系数的影响	90
3.3.6	进口倒角对喷孔流量系数的影响	93
3.3.7	倾角对喷孔流量系数的影响	94
3.3.8	表面张力对喷孔流量系数的影响	95
3.3.9	流体在薄壁孔中的流动	97
3.3.10	流体在短孔中流动	98
3.3.11	流体在毛细管中流动	99
	参考文献	108
第4章	催化剂床设计与研究	109
4.1	催化剂床孔隙率	109
4.2	催化剂床比表面积	110
4.3	床载荷	112
4.4	床流阻	113
4.5	推进剂在催化剂床中的分解	116
4.6	催化剂床壳体	119

4.7 隔板	121
4.8 催化剂	122
4.8.1 催化剂的性质	122
4.8.2 对液体火箭发动机用催化剂的要求	123
4.8.3 催化剂破损	127
4.8.4 催化剂吸湿	130
4.8.5 催化剂氧化	131
4.8.6 催化剂床空穴及烧结	132
4.8.7 几种催化剂简介	133
4.9 几种催化剂床结构	137
4.9.1 单层催化剂床	137
4.9.2 双层催化剂床	137
4.9.3 单元式催化剂床	138
4.9.4 夹层催化剂床	142
参考文献	143
第5章 喷管设计与研究	144
5.1 概述	144
5.2 锥形喷管	144
5.3 双圆弧喷管	146
5.3.1 双圆弧喷管造型方法	146
5.3.2 双圆弧喷管造型计算实例	149
5.4 特型喷管	151
5.4.1 概述	151
5.4.2 喉部上下游曲率半径的选择	151
5.4.3 喷管长度的选择	151
5.4.4 已知 d'_1 , d_e 和 η_1 的抛物线坐标法喷管造型	152
5.4.5 抛物线作图法造型	156
5.5 三种喷管比较	158
5.6 喷管出口压力的选择	159

5.7 喷管喉部流量系数	164
参考文献	169
第6章 系统设计与研究	170
6.1 概述	170
6.2 工作原理	170
6.3 基本系统方案	172
6.4 系统基本组成	173
6.4.1 挤压气体	173
6.4.2 气瓶	173
6.4.3 贮箱	174
6.4.4 减压阀	175
6.4.5 电磁阀	175
6.4.6 膜片阀	175
6.4.7 文氏管	175
6.4.8 限流圈	179
6.5 推进剂贮箱容积计算	181
6.6 气瓶容积计算	183
6.7 落压系统特性计算	188
6.8 系统充填时间计算	193
6.9 性能参数偏差	200
6.10 有关因素对发动机稳定性的影响	205
6.11 启动加速性及关闭减速性	207
6.12 计算实例	211
6.13 发动机总体	215
第7章 试验分析与处理	218
7.1 液流试验	218
7.2 方案性试验	219
7.3 高空模拟试验	220
7.3.1 试验设备	220

7.3.2	标定	224
7.3.3	考台试验	227
7.3.4	高空模拟试验	227
7.4	寿命试验	229
7.5	低温试验	231
7.6	湿度试验	231
7.7	贮存试验	232
7.8	运输试验	232
7.9	淋雨试验	232
7.10	振动试验	232
7.11	冲击试验	234
7.12	示波曲线判读	238
7.12.1	压力及推力	238
7.12.2	启动加速性	240
7.12.3	关闭减速性	242
7.12.4	压力粗糙度	242
7.12.5	流量判读	244
7.12.6	零漂处理	245
第8章	推进剂性能与使用	248
8.1	胂	248
8.1.1	胂物理性质	248
8.1.2	胂化学性质	253
8.1.3	胂技术规格	254
8.1.4	杂质对胂质量及发动机性能的影响	254
8.1.5	胂自燃温度	255
8.1.6	胂爆炸温度	256
8.1.7	胂热爆炸温度	257
8.1.8	压缩敏感	259
8.1.9	胂火焰传播	260

8.1.10	冲击、振动和摩擦敏感性	261
8.1.11	枪击敏感性和雷管引爆	262
8.1.12	胂与材料相容性	263
8.1.13	胂的毒性	274
8.1.14	胂的贮存	275
8.1.15	胂的运输	276
8.1.16	胂的处理	276
8.1.17	胂的防护	277
8.2	“胂—硝酸胂—水”三体系推进剂	277
8.2.1	“胂—硝酸胂—水”三体系推进剂一般性质	277
8.2.2	“胂—硝酸胂—水”三体系推进剂与材料相容性	282
8.2.3	两种不同配比的三体系推进剂物理性质	283
8.2.4	“胂—硝酸胂—水”三体系推进剂优缺点	283
8.2.5	“胂—硝酸胂—水”三体系推进剂热试车表现	284
8.3	“胂—硝酸胂”二体系推进剂	285
8.4	水合胂	287
8.5	其他胂混合物	288
8.6	过氧化氢	288
8.6.1	过氧化氢一般性质	288
8.6.2	无水过氧化氢物理性质	289
8.6.3	不同浓度过氧化氢物理性质	291
8.6.4	过氧化氢与材料相容性	292
8.6.5	过氧化氢贮存稳定性	292
8.6.6	过氧化氢的爆炸性	293
8.6.7	防护	293
	参考文献	293
附录 A	落压系统参数计算	294
附录 B	原式一览表	300
附录 C	混合气体焓—熵—比热(胂)	305
附录 D	混合气体焓—熵—比热(单推—3)	317
附录 E	分气体焓—熵—比热	320

引论 单组元液体火箭发动机发展概况

单组元液体火箭发动机多为微、小型液体火箭发动机，是液体火箭发动机的一个分支，用于给飞机、卫星、探测器、飞船、航天飞机、导弹弹头、运载火箭上面级等飞行器提供冲量及执行姿态控制。

早期的飞行器是没有姿态控制的。这是由于当时姿态控制技术还不成熟，而且当时的飞行器执行的任务也比较简单。1961年加加林乘坐的苏联第一代飞船东方1号及1963年发射的东方5号、东方6号飞船，也仅采用了自旋稳定的被动姿态控制。

随着航天事业的蓬勃发展，人造飞行器执行的任务越来越多，同时对人造飞行器的要求也越来越高，姿态控制便成为飞行器的一项十分重要、必不可少的组成部分。

早期的单纯采用自旋稳定、重力梯度对地定向及地磁控制等被动式姿态控制已远远不能满足对飞行器姿态控制的要求了，于是出现了以喷气控制——微、小型液体火箭发动机——为主体的主动式姿态控制。与被动姿态控制相比，这种控制具有机动灵活、调整范围大且精度高的优点，因此，在飞行器的姿态控制及冲量提供中获得广泛应用。

世界各国在微、小型液体火箭发动机的研制和发展方面有着各自的特点和途径。

1957年，以过氧化氢(H_2O_2)为推进剂的单组元催化分解发动机，在美国X-1B飞机上进行了首次飞行试验。

1959年，过氧化氢发动机第一次用于美国侦察卫星的运载火箭上面级，执行姿态控制及末速修正。这种发动机用经硝酸钡进行过活性处理的银作催化剂，1960年进行了首次飞行试验。从此，过氧化氢发动机便进入了宇宙飞行时代。

1960年~1963年间,过氧化氢发动机得到进一步的发展和应
用。它被列入了美国第一代载人飞船水星号计划,用于控制飞船的
俯仰、偏航及滚转。1961年进行了首次飞行试验,以后又先后进行
了5次太空飞行,2次载动物飞行,6次载人飞行。

继水星号飞船后,过氧化氢发动机又先后用在1965年、1967年
发射的国际通信卫星Ⅰ号及国际通信卫星Ⅱ号上,用来执行轨道修
正及东西、南北位置保持。

苏联1964年发射的第二代飞船上升号及1967年发射的第三代
飞船联盟号的姿态控制,同样采用了过氧化氢发动机。

由于过氧化氢具有比冲低,常温下稳定性较差因而不易贮存等
缺点,1963年以后,随着以肼为推进剂的肼发动机的研制与应用,过
氧化氢发动机的应用便受到一定的限制,1967年以后便完全被肼发
动机代替。

以高压冷气作推进剂的冷气发动机,与过氧化氢发动机几乎是
同步进入宇宙飞行时代。这是因为它们的性能表现各有千秋,又不
能互相替代。

20世纪60年代,美国的气象卫星雨云号、通信试验卫星辛康号
和中国的东方红号卫星均采用冷气发动机来执行三轴姿态控制。

与过氧化氢发动机一样,到1967年,冷气发动机已基本被肼发
动机代替。但由于冷气发动机具有安全可靠、无毒、易贮存等独特优
点,因此,目前还有少数飞行器用它来作姿态精调。

肼发动机早在1958年便开始研制。1959年第一次用于探测金星
的空间探测器及运载火箭第三级的速度修正。1962年首次成功地使
探测器飞往金星。1961年~1965年间美国发射的月球探测器徘徊者
号及行星际探测器水手号均采用了肼发动机,使用H-7催化剂。

由于H-7催化剂是一种非自发型催化剂,常温下不能使肼迅速
分解,使肼发动机的应用受到一定的限制。

随着航天事业的迅速发展,对微、小型发动机的要求越来越高,
要求微、小型发动机在常温下能多次启动,能长脉冲稳态工作和短脉

冲瞬态工作，具有几年甚至十几年的长寿命工作能力。因此，常温下不能迅速启动的肼发动机是很难满足这些要求的。

1964年，美国希尔化学公司研制出希尔-405催化剂。希尔-405催化剂有很高的活性及强度，常温下能使肼迅速分解，改善了肼发动机的启动性能并使其具有长寿命工作、多次冷启动、稳态及脉冲工作能力。希尔-405催化剂的研制成功，为肼发动机的应用开辟了广阔的前景。

以希尔-405为催化剂的肼发动机第一次使用在国际通信卫星Ⅲ号上(见图1)。以后的国际通信卫星Ⅳ号、ⅣA号、Ⅴ号均采用了肼发动机作姿态控制。

由德国、法国和英国等国家成立的“欧洲宇宙空间研究中心”，还研制出不同推力的肼发动机簇(见图2)，使肼发动机系列化，并先后用在气象卫星、轨道试验卫星、导航卫星及定点科学卫星等卫星上。

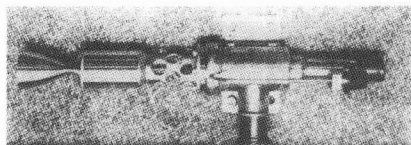


图1 国际通信卫星Ⅲ号使用的
5~20 N肼发动机

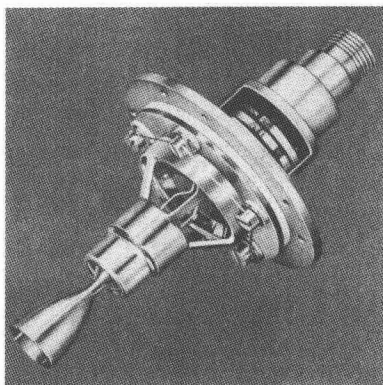


图2 欧洲宇宙空间研究中心研制的肼
发动机簇之一——3 N肼发动机

1980年，中国向太平洋发射的远程运载火箭的姿态控制也是采用肼发动机。

顺便说一下双组元发动机。由于它具有稳态工作、脉冲工作及长寿命工作能力，尤其是具有高比冲的特点，因此在飞行器上获得广泛的应用。尤其是在执行变轨、制动及助推等需要较大推力的控制

时,更是处于优先的地位。

1960年,美国研制出一台以四氧化二氮为氧化剂,以“肼+甲基肼”为燃料,推力98 N的双组元小发动机,并首次用于导弹的末速修正。从此,双组元小发动机便进入了宇宙空间的应用时代。



图3 阿波罗服务舱用R-4D发动机

随着各种飞船、空间探测器及航天飞机的出现,双组元小发动机得到了进一步的发展和更广泛的应用,涉及到许多领域,如美国运载器阿金纳上面级SPS用发动机、大力神IV过渡级用姿控发动机、土星S-4B推进剂沉底用发动机、美国双子座号飞船用姿控发动机、阿波罗登月舱下降及上升用发动机、阿波罗服务舱和指令舱用R-4D发动机(见图3),俄罗斯联盟号飞船服务舱变轨飞行及返回地面时制动用发动机,美国航天飞机轨道机动系统及反作用控制系统用发动机等。

为弥补肼发动机及双组元发动机的某些不足,20世纪70年代出现了一些其他类型的单组元液体火箭发动机。

“肼-硝酸肼-水”三体系推进剂的出现,弥补了肼推进剂冰点高(1.53°C)的弱点。合理地调配肼、硝酸肼、水三者的比例,不但能获得比肼推进剂高的比冲,而且冰点低,能在 $-30\sim-20^{\circ}\text{C}$ 下正常工作,给发动机贮存、运输及使用带来很大的方便。

电热肼发动机不用催化剂,用电加热使肼产生热分解。这种发动机具有长寿命工作能力,缺点是需要外加能源。

电力肼发动机是用来弥补肼发动机冰点高及比冲低的一种发动机(见图4)。它由两部分组成:肼热分解室及热交换器。肼在热分解室进行热分解,分解后的气体进入热交换器再加热升温,然后由喷管排出,产生推力。电力肼发动机比冲达 $3\,000\text{ m/s}$ 以上,且具有长寿

命工作能力。与电热肼发动机一样，电力肼发动机缺点是需要外加能源且结构复杂，多用于精度要求较高的三轴稳定控制。

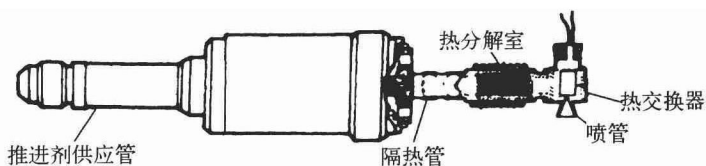


图 4 电力肼发动机

离子发动机是用电力轰击工质使其离解加速产生推力的一种发动机，工质一般为水银、铯、氙等。离子发动机于 1974 年研制成功。离子发动机主要由贮存、供给两辅助系统及推冲器、动力调节装置组成。工质贮存在独特的贮箱内，贮箱放置在接近宇宙飞船或卫星质量中心的位置并加以绝热，当飞船或卫星进入轨道后，液态的工质靠毛细作用由毛细管送入推冲器内。离子发动机的优点是具有高比冲，缺点是只能稳态工作，不能脉冲工作。

脉冲等离子发动机以固体太氟隆作工质，它是利用磁场加速放电形成等离子体而产生推力。1968 年，美国已将等离子发动机应用在卫星上；1982 年，中国也首次进行了等离子发动机飞行试验。等离子发动机的优点是结构简单，不需要预热时间。缺点与离子发动机相反：只能脉冲工作，不能稳态长脉冲工作。由于冲量较大的控制要靠大量的脉冲积累，因此其应用受到一定的限制。

混合型发动机是由两种或几种不同类型的发动机组合而成的。目前常用的是离子发动机与单组元肼催化分解发动机组合的混合型发动机。这样，用比冲低的肼发动机作卫星的姿态控制及东西位置保持，用只能稳态工作的高比冲的离子发动机作冲量大的南北位置保持。

复式发动机是将单组元催化分解发动机和双组元发动机组合成一体发动机，它执行两种发动机的工作。这种发动机的推力室内装有催化剂，低冲量工作时，单组元推进剂进入推力室经催化分解产

生推力；当需要大冲量工作时，另一组元——氧化剂喷入，与肼分解产物混合燃烧产生较大的推力，这时，发动机处于双组元状态下工作。这种发动机的优点是能变推力工作。

水电解发动机是将水电解成氢和氧作为推进剂。水电解发动机的优点是比冲高，惰性的推进剂贮存和高性能工作圆满地结合在一起，既安全可靠，又无毒。缺点是需要很大的外加能源。

随着人类对宇宙空间的纵深研究，对微、小型液体火箭发动机的要求越来越高，执行的任务也越来越多，为微、小型液体火箭发动机的发展开拓了广阔的前景。