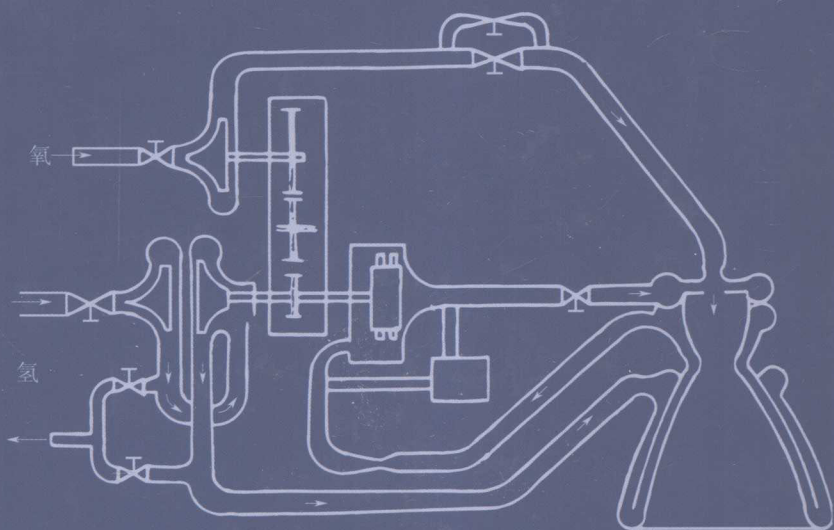




氢氧火箭发动机 及其低温技术

朱森元 著



中国宇航出版社



氢氧火箭发动机 及其低温技术

朱森元 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

氢氧火箭发动机及其低温技术/朱森元著. --北京:
中国宇航出版社, 2016. 6

ISBN 978 - 7 - 5159 - 1064 - 2

I. ①氢… II. ①朱… III. ①液体推进剂火箭发动机
IV. ①V434

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2015) 第 322174 号

责任编辑 易 新

封面设计 宇星文化

出版
发行

中国宇航出版社

社址 北京市阜成路 8 号
(010) 68768548

邮 编 100830

网 址 [www. caphbook. com](http://www.caphbook.com)

经 销 新华书店

发行部 (010) 68371900

(010) 88530478 (传真)

(010) 68768541

(010) 68767294 (传真)

零售店 读者服务部

(010) 68371105

承 印 北京画中国画印刷有限公司

版 次 2016 年 6 月第 1 版

2016 年 6 月第 1 次印刷

规 格 880 × 1230

开 本 1/32

印 张 11

字 数 310 千字

书 号 ISBN 978 - 7 - 5159 - 1064 - 2

定 价 60.00 元

本书如有印装质量问题, 可与发行部联系调换

再版前言

《氢氧火箭发动机及其低温技术》一书是 20 世纪 90 年代初撰写的，主要总结了我国第一代氢氧火箭发动机研制的技术经验，侧重氢氧火箭发动机的超低温技术特点和关键技术攻关。该书对早期研制过程中遇到的高速旋转轴的次同步共振、超低温高速滚珠轴承冷却、低温两相流氢排放的静电积累等问题进行了详细介绍；对这些问题的及时总结，为后续型号研制提供了参考。该书自 1995 年出版以来，在高等院校，火箭发动机设计、生产和试验部门，以及航天发射场等得到了广泛的应用与参考。

随着我国新一代火箭发动机的研制发展，特别是发动机推力的增大，燃烧压力的大幅度提高，发动机出现了许多新问题，诸如发动机振荡燃烧和不稳定燃烧等问题，都需要及时总结。同时，火箭发动机的重复使用、降低发动机的设计、生产、试验和发射成本等，成为迫切需要解决的问题。

为此，在第一版《氢氧火箭发动机及其低温技术》的基础上进行了修订，减少了一般的结构介绍内容，增加了一些基础理论和通用技术性问题；同时，专门增加了发动机不稳定燃烧技术、低温阀门密封比压设计等内容，并提供一些新的观点，有利于设计的改进，大大提高了该书的现实参考价值。

该书的再版得益于北京航天动力研究所的大力支持和国家出版基金的资助，在此深表谢意。

付梓之际，真诚地感谢周利民副院长兼所长、李鸿鑫副所长、郝京辉主任、胡平信研究员、王维彬研究员，他们对本书进行了严格的审查、把关。为了满足严格的出版要求，马丽娜、石珊珊、韩虹、金志磊、郑孟伟、袁宇、李楚林、路晓红、丁兆波等同志对本书进行了大量细致、辛苦的审校工作，在此表示衷心的感谢！

朱森元

2013年11月

目 录

第 1 章 概 论	1
1.1 氢——最清洁的高能化学燃料	1
1.2 氢氧火箭发动机在航天领域占有重要地位	4
1.3 氢氧火箭发动机的发展动向	9
1.3.1 彻底实现氢氧火箭发动机的重复使用	9
1.3.2 降低天地往返运输系统的发射成本	9
1.3.3 发展三组元火箭发动机	10
1.3.4 星际航行将会对氢氧火箭发动机提出更多的 要求	13
第 2 章 氢氧火箭发动机系统评述	15
2.1 氢氧火箭发动机系统的特点	15
2.2 燃气发生器动力循环系统	17
2.3 分级燃烧动力循环系统	20
2.4 氢膨胀动力循环系统	25
2.4.1 氢膨胀动力循环系统的工作原理	25
2.4.2 全流量氢膨胀动力循环系统	26
2.4.3 部分流量氢膨胀动力循环系统	33
2.5 具有功率冗余的高可靠火箭动力系统设计	37
2.5.1 高可靠火箭动力系统设计	38
2.5.2 动力系统的功率冗余方案可靠性计算	40
第 3 章 氢氧火箭发动机的总体设计	43
3.1 总装连接件的温度应力	45

3.2 总装连接件内的应力分析	47
3.2.1 剪切应力下工作的螺纹拧紧力矩计算	49
3.2.2 弯曲应力下工作的螺纹拧紧力矩计算	51
3.3 低温发动机总体结构设计	54
3.3.1 氢氧火箭发动机的结构绝热问题	55
3.3.2 总装管路、活门等布局设计	57
3.3.3 氢氧火箭发动机的结构振动问题	60
3.4 总装密封件	61
3.4.1 柔性石墨垫圈	62
3.4.2 法兰连接的密封件	64
3.4.3 焊接连接	69
3.5 氢氧火箭发动机的质量分析和估计	70
3.5.1 氢氧推力室的质量分析和估计	70
3.5.2 氢氧涡轮泵的质量估计	71
3.5.3 发动机其他部件的质量估计	74
第4章 氢氧火箭发动机的起动技术	78
4.1 发动机起动前的系统吹除、置换和气封	78
4.1.1 系统吹除	78
4.1.2 系统置换	79
4.1.3 气封	80
4.2 起动前的预冷问题	81
4.2.1 预冷的目的和要求	81
4.2.2 氢氧火箭发动机预冷时间 τ_1 的估算	82
4.2.3 预冷系统的设计	85
4.3 发动机起动技术方案的选择	88
4.3.1 外能源起动涡轮泵方案	88
4.3.2 自身起动涡轮泵方案	92
4.4 空中再起动技术	94
4.4.1 火箭滑行中的推进剂管理	94

4.4.2 再起动前的发动机预冷要求	98
4.5 不预冷推力室的发动机起动技术	101
第5章 氢氧推力室和燃气发生器	102
5.1 氢氧推力室的设计特点	102
5.2 大推力高室压氢氧喷注器工作稳定性问题	108
5.2.1 超临界压力下液氧的热物理特性变化影响喷注器 不稳定工作的敏感性	108
5.2.2 氧喷注器内单相流体的声速计算	109
5.3 氢氧推力室的冷却和传热计算	112
5.3.1 氢的对流换热系数计算	113
5.3.2 冷却套内压力损失的计算	115
5.3.3 喷注器面板的发汗冷却	117
5.3.4 氢氧燃气向壁的传热	118
5.4 氢氧的点火技术	120
5.4.1 电能点火器	121
5.4.2 火药点火器	122
5.4.3 气动力谐振点火器	123
5.5 氢氧推力室的喷管	127
5.5.1 大面积比喷管的设计要求	127
5.5.2 大面积比喷管的冷却	129
5.5.3 氢氧芯级火箭上喷管设计的特点	132
5.6 氢氧燃气发生器	136
5.6.1 氢氧燃气发生器研制的经验和教训	136
5.6.2 燃气发生器与副系统耦合振荡燃烧问题	138
5.6.3 关机程序和氧头腔吹除残留的氧	139
第6章 氢氧涡轮泵	141
6.1 液氢泵的设计技术	141
6.1.1 泵的一般理论	141

6.1.2	液氢泵设计的几个特点	150
6.1.3	泵的相似理论和比转速	155
6.1.4	泵的效率分析	160
6.2	液氢泵的试验技术	167
6.2.1	液氢泵试验中存在的问题	167
6.2.2	液氢泵试验的模拟介质研究	170
6.2.3	液氢泵模拟介质试验数据比较	172
6.2.4	模拟介质试验数据处理中应注意的问题	176
6.2.5	关于多级液氢泵的特性试验	178
6.3	氢氧燃气涡轮	182
6.3.1	涡轮工质的热力学参数选择	183
6.3.2	涡轮的气动力参数计算	185
6.4	涡轮转子动力学的基本概念	191
6.4.1	刚性轴和柔性轴	192
6.4.2	转子的进动	195
6.5	低温高速滚珠轴承	200
6.5.1	高速轴承工作的几个重要参数	200
6.5.2	液氢高速轴承的保持架问题	208
6.5.3	液氢轴承的冷却问题	211
6.5.4	滚珠轴承的 Dn 值	214
6.5.5	液氢轴承使用中的几个特殊问题	215
6.6	氢氧涡轮泵上的动密封	217
6.6.1	氢氧涡轮泵动密封的特点	217
6.6.2	端面动密封的工况分析	219
6.6.3	非接触式动密封	222
6.6.4	组合式动密封	225
6.7	超低温高速齿轮传动	227
6.7.1	超低温高速齿轮传动的应用	227
6.7.2	超低温高速齿轮的工作特点	230

第 7 章 氢氧低温活门和自动器	235
7.1 氢氧低温活门和自动器的一般介绍	235
7.2 低温活门密封件设计的弹性力学基础	237
7.2.1 菌形活门密封比压设计的弹性力学基础	238
7.2.2 球形活门密封比压设计理论	243
7.2.3 活门工作寿命的理论基础	245
7.2.4 影响活门密封件寿命的因素分析	246
7.2.5 低温活门密封件工作寿命的评估	249
7.3 低温活门上的波纹管设计	251
7.3.1 波纹管的轴向刚度计算	252
7.3.2 波纹管临界失稳压力的计算	256
7.4 氢气减压器	257
7.4.1 氢气减压器的用途	257
7.4.2 减压器的工作特性	258
7.4.3 氢气减压器使用中应注意的问题	263
7.5 低温流量控制器——汽蚀文氏管	265
7.5.1 不可压缩流体汽蚀文氏管的设计理论	266
7.5.2 伯努利方程的建立	267
7.5.3 几点说明	268
7.5.4 液氢汽蚀文氏管的设计	269
7.5.5 高室压大推力氢氧火箭发动机的流量控制问题	270
第 8 章 氢的安全使用技术	274
8.1 高压氢气瓶的泄漏危险	274
8.2 氢的着火、爆燃和爆轰	276
8.3 氢的安全排放技术	279
8.3.1 氢气流中的静电积累	279
8.3.2 氢排放系统中的着火事故分析	280
8.3.3 氢的安全排放管路设计	282
8.3.4 低温氢排放的几个特殊问题	283

8.4 氢的安全处理和防护	286
8.4.1 液氢贮箱系统的吹洗和置换	286
8.4.2 防护措施	287
第9章 液氢输送系统的绝热问题	289
9.1 液氢低温绝热的一般介绍	289
9.1.1 氢氧火箭上的液氢供应系统的低温绝热问题	289
9.1.2 地面试车台液氢供应系统的低温绝热问题	290
9.2 真空绝热	291
9.3 多层缠绕的真空超绝热	297
9.4 氢氧火箭发动机的绝热问题	302
9.4.1 绝热的目的和任务	302
9.4.2 泡沫塑料绝热材料的性能要求	303
9.4.3 热固性聚氨酯硬质泡沫塑料绝热	306
9.4.4 热塑性泡沫塑料绝热方案	310
第10章 液氢的生产、贮存和运输	315
10.1 液氢生产成本分析	315
10.2 液氢生产能力的确定	317
10.2.1 液氢用量分析和统计	317
10.2.2 液氢生产能力的确定	319
10.3 液氢生产工艺流程的优化	321
10.4 液氢的长期贮存问题	326
10.4.1 “电冰箱工作原理”用于解决液氢中短期贮存 问题	326
10.4.2 采用其他载体吸附氢的贮存问题	330
10.5 液氢的运输问题	333
参考文献	337

第 1 章 概 论

1.1 氢——最清洁的高能化学燃料

氢氧燃烧后产生高温水蒸气，不仅比冲很高，而且对环境没有任何污染，所以称它为最清洁的航天高能化学燃料。

人们早在 16 世纪就发现了氢会燃烧的现象，那时只知道用稀硫酸倒在一些金属上，会产生一种可燃的气体，称它为可燃的“空气”，实际上就是氢气。真正的氢是 1766 年由英国科学家卡文迪什 (H. Cavendish, 1731—1810) 发现的。后来由荷兰的化学家基普 (Kipp, 1806—1864) 用稀硫酸和金属锌 (Zn) 在自制的装置中进行化学反应而获得了氢气，人们才算会在实验室内制取氢。

在低温技术尚不发达时代，要使氢液化是很困难的，所以在发现氢后的很长时期内，人们误认为氢是一种不可液化的绝对气体。焦耳-汤姆逊于 1852 年至 1862 年间对气体的节流效应进行研究，确定气体的节流膨胀降温过程中存在一个转变温度，低于此温度后，才产生节流膨胀降温的冷效应，后来才知道氢的转变温度为 204 K。这就是通常所称的焦耳-汤姆逊效应。若先把氢的温度降到 204 K 后，再使之节流膨胀，氢是可以液化的。

1898 年，詹姆斯·杜瓦首次实现了氢的液化。他采用液化空气降压蒸发过程，使氢气预冷到 -200°C ，在 20 266 kPa 下膨胀降温而获得了大量的液氢。杜瓦实际上是完成了一次物理实验，并不是把氢液化后作为新能源来用的。所以在氢能液化后的半个世纪内，氢能源仍然没有在工业上得到应用。在实验室的规模下以 10 L/h 的生产能力，只是用作液氢的物理性能测定和液化方法的研究。直到

1952年美国国家标准局的低温工程实验室内建立了生产能力为300 L/h的液氢车间，液氢才进入工业化生产的规模。

液氢作为燃料被研究，首先是美国 NASA 的 Liwes 中心开始的。1956年至1957年间，该中心把液氢燃料供应系统装在一架 B-57 飞机上，进行了成功的飞行试验。改装的这架 B-57 飞机起飞和降落仍然是由喷气发动机完成的，仅仅在 15 km 高空作巡航飞行时，进行了航空喷气发动机改用液氢燃料的飞行试验。

从 1766 年发现氢到 1952 年人们把液氢作为燃料研究，经历了 186 年的漫长岁月。从杜瓦实现了氢的液化后，也经历了半个多世纪才开始用于航空发动机的燃料研究。开发一种新的高能燃料要经过很多科学家艰苦卓绝的奋斗，需要克服许多技术上和安全操作上的难题。早在 1903 年，俄国的齐奥尔科夫斯基和德国的奥伯恩，都提出过用氢和氧作为推进剂的设想。1923 年，戈达德也在他的一本书中提出过氢和氧是火箭的最好推进剂。在相当长的时期内，建议发展氢燃料和批评用氢燃料的危险性，常常交错发生。20 世纪初期，发生过几起飞艇充氢爆炸的悲惨事故，特别是 1937 年发生了兴登堡 (Hindenburg) 飞艇大空难事件，导致 35 人死亡，造成了人们普遍对氢恐惧的心理。1936 年建成的兴登堡飞艇采用氢作升降的工质，是当时最大的飞艇，已成功地完成了从欧洲到美国的 10 次往返飞行。1937 年 5 月 6 日的这次飞行，准备在美国新泽西州 Lakehurst 海军机场首次着陆，由于当时不可能从美国得到大量氢气，德国人只得改用氢作工质。飞艇降落是靠排放氢来实现的，估计那次以 $3300 \text{ m}^3/\text{s}$ 的氢气排放速度实施下降，流动的氢气是带静电的，这样高速大量排放带电的氢气进入大气，必然要发生静电点火，这很可能是这次事故的主要原因。由于当时对氢的安全操作没有掌握起码的知识，幸存的 65 人又大大夸张了灾难程度和危险性，给氢燃料使用安全性增加了更加可怕的色彩。这是氢燃料长期得不到发展的重要原因。

以上的历史事例说明，要使氢成为工程上可以使用的燃料，还

必须对氢的物理化学性能做进一步的研究,须建立一系列与之相配套的使用技术,其中首先要制定完善的安全操作规则。随着液氢低温工程的发展,人们已经知道,使用氢和使用汽油的安全性是相同的,两种燃料在技术安全方面采取的措施也差不多是相同的。到20世纪50年代,使用氢燃料的各种配套技术基本具备,1955年下半年,美国 Pratt & Whitney 公司首先开展了以液氢为火箭燃料的研究工作。1956年美国空军和该公司签订研制氢燃料的空气喷气发动机合同。这些研究作为以后研制火箭上用的氢氧火箭发动机打下了技术基础。

1958年10月,美国空军和 Pratt & Whitney 公司签订了研制 XLR-115 氢氧火箭发动机的合同。从此以后,液氢真正成为火箭发动机的燃料,使航天运载器性能提高了一个档次。XLR-115 氢氧火箭发动机首先准备在宇宙神-半人马座运载火箭上应用,型号名为 RL-10,后又被用于土星-I 运载火箭的第二级。正式在宇宙神-半人马座运载火箭上用的经过一次改型,定名为 RL-10A-1,用于土星-I 第二级上的定名为 RL-10A-3-3。

氢作为发动机的燃料,有很多优点。首先它是化学推进剂中能量最高的燃料。氢和氧燃烧获得的比冲与烃类燃料和液氧燃烧的比冲相比约高45%。因此,它在改善航天运载器性能方面具有绝对优势。

液氢作为发动机燃料的第二个突出优点是它和氧的燃烧产物就是水,排放到大气中没有任何公害,所以氢可以称为最干净的高能化学燃料。当前人类正为环境污染问题而困惑,发展氢动力具有特别重要的意义。

液氢的第三个优点是它具有良好的冷却性能,用它作火箭发动机推力室再生冷却剂优点非常突出,使用液氢作冷却剂的推力室可以重复使用,试车后的推力室冷却通道内是非常干净的。

第四个优点是氢和氧组织燃烧是最简单的化学反应过程,燃烧稳定性好,很容易做到比较充分的燃烧,因此它的燃烧效率也很高。

这是其他化学燃料很难与之相比的。

氢在使用上最大的缺点是需要建立超低温的环境，最好的绝热贮箱也要用不断的汽化液氢来维持液态。目前，这已不是太关键的问题。

第二个缺点是氢分子量小，黏度小，容易泄漏，需要认真对待低温密封问题。

第三个缺点是液氢的密度很小，它的密度只有 70 kg/m^3 。作一个形象的比喻：一个乒乓球大小的液氢球质量等于一个乒乓球的质量。采用液氢作推进剂时，只有用于上面级火箭才能充分发挥它的高能推进剂的作用。

随着液氢低温技术的不断发展，氢在使用技术上的缺点是可以克服的。研制氢氧火箭发动机虽然难度较大，但它是可以通过研究加以克服的。研制氢氧火箭发动机的过程就是不断克服缺点的过程，是失败和成功交替发生的过程，所以必须不断学习和总结经验，最后使技术走向成熟。我们写氢氧火箭发动机的发展史，是以总结经验、吸取教训，使后人少走弯路、不要犯重复性错误为目的的。

我国的氢氧火箭发动机是分成两个阶段研制成功的。第一个阶段是以液氢低温技术的基础研究为主，在研究成果的基础上形成一个演示验证机，为以后的型号火箭发动机开发奠定技术基础。第二个阶段是工程开发阶段，这是型号带科研，重点突破几个难题，最后成功发射同步定点卫星。

1.2 氢氧火箭发动机在航天领域占有重要地位

RL-10 氢氧火箭发动机的研制，给美国的航天动力系统注入了新的活力。1961 年 11 月 4 日完成 RL-10A-1 氢氧火箭发动机飞行前的鉴定试车，交付给宇宙神-半人马座火箭首次飞行试验。宇宙神-半人马座火箭 CA-1 于 1962 年 5 月 8 日首次发射，没有成功，据报道是液氢贮箱隔热结构被破坏而失败。1963 年 11 月 27 日的

CA-2飞行是完全成功的。1964年1月29日由6台RL-10并联组成的土星-I第二级火箭S-IV也发射成功。这表明了美国当时已掌握了液氢/液氧推进剂组合的设计和使用技术。

20世纪50年代末60年代初,美国为了与苏联争夺航天领域的领先地位,企图利用高能的氢氧火箭发动机先进技术来扭转当时的被动局面,制定了雄心勃勃的阿波罗登月计划,发展土星系列大型运载火箭,大规模地采用氢氧火箭推进技术。土星运载火箭系列中应用液氢液氧火箭推进技术的简要情况如表1-1所示。

表 1-1 土星运载火箭系列

火箭名称	代号	动力装置
土星-I	一级 (S-I)	8 台 H-1 (液氧/煤油) 火箭发动机并联
	二级 (S-IV)	6 台 RL-10A-3 (液氧/液氢) 火箭发动机并联
土星-IB	一级 (S-IB)	
	二级 (S-IVB)	1 台 J-2 (液氧/液氢) 火箭发动机
土星-V	一级 (S-IC)	5 台 F-1 (液氧/煤油) 火箭发动机并联
	二级 (S-II)	5 台 J-2 (液氧/液氢) 火箭发动机并联
	三级 (S-IVB)	1 台 J-2 (液氧/液氢) 火箭发动机

在研制 RL-10 氢氧火箭发动机的过程中,美国的 NASA 和 Rocketdyne 公司于 1960 年 9 月 1 日签订了研制大推力 J-2 氢氧火箭发动机的合同。这台发动机的研制工作进展很顺利,于 1964 年 6 月交付了第一台,用于土星-IB 运载火箭的第二级 (S-IVB 级)。

1966 年 2 月土星-IB 运载火箭首次飞行成功。1968 年 J-2 氢氧火箭发动机完成首次载人飞行。1969 年开始执行阿波罗登月计划,实现了美国的载人登月。因此,氢氧高能推进技术对美国航天领域的发展起着非常重要的作用。

1972 年 1 月美国决定研制航天飞机。它的主发动机采用了分级

燃烧的高性能氢氧火箭发动机。该发动机的推力达 2 087.4 kN, 推力室压力高达 21.3 MPa, 真空比冲为 4 459 m/s, 发动机推力可在 65%~109% 的范围内调节, 发动机可重复使用多次。这台发动机于 1981 年 4 月 12 日首次用在哥伦比亚号航天飞机上, 并飞行成功, 标志着氢氧火箭推进技术又上了一个新台阶。从以上可以看出, 美国始终以发展氢氧火箭发动机的先进技术来取得航天技术的领先地位, 可见氢氧火箭发动机在航天领域中的重要地位。

欧洲研制运载火箭开始于 20 世纪 70 年代初。他们采用英国的兰光火箭为第一级, 由原联邦德国的 MBB 公司于 1970 年开始研制的 H-20 分级燃烧氢氧火箭发动机为第二级动力装置。H-20 氢氧火箭发动机真空推力为 200 kN, 燃烧室压力为 12.4 MPa, 真空比冲为 4 390.4 m/s。该运载火箭代号为 ELDO-III, 由于发射失败而停止了研制。法国早在 1962 年就开始研制一种小推力氢氧火箭发动机, 其代号为 HM-4, 真空推力约为 40 kN, 但在 1968 年该发动机因故停止研制。

ELDO-III 运载火箭发射失败后, 成立了欧空局 (ESA), 开始了 ARIANE 火箭的研制。由法国的 SEP 公司和原联邦德国的 MBB 公司联合研制一种氢氧火箭发动机, 代号为 HM-7。它的真空推力为 58.8 kN, 用作第三级氢氧火箭的动力装置。ARIANE 火箭于 1979 年 12 月首次发射成功, 1981 年 6 月第三次发射成功后投入商业发射, 很快占领了国际发射市场的半壁江山。现在, ARIANE 火箭已形成系列, 赢得了 45% 以上的商业卫星发射市场。HM-7 氢氧火箭发动机在 ARIANE 火箭上发挥了重要作用。

1985 年欧空局决定研制大型运载火箭 ARIANE-V。这是一级半大型运载火箭, 其基本型为氢氧芯级捆绑两枚固体助推器 P230, 可以把 22 t 有效载荷送入低地球轨道。氢氧芯级的主发动机代号为 HM-60, 地面点火时推力约为 816 kN, 真空推力为 1 045 kN。真空比冲为 4 233.6 m/s, 主级工作时间约 500 s, 采用燃气发生器循环, 推力室压力为 10 MPa, 于 1995 年年底首次发射。