

V434
1006

V434
1006-1

氢氧火箭发动机及其 低温技术

朱森元 编著



一九九七年三月廿七日



30758819

国防工业出版社

·北京·

758819

图书在版编目(CIP)数据

氢氧火箭发动机及其低温技术 / 朱森元编著. —北京:
国防工业出版社, 1995. 12

ISBN 7-118-01531-8

I. 氢… II. 朱… III. ①氢氧发动机: 火箭发动机-低温隔热技术②火箭发动机: 氢氧发动机-低温隔热技术 IV. V
434

中国版本图书馆 CIP 数据核字(95)第 16531 号

国防工业出版社出版发行

(北京市海淀区紫竹院南路 23 号)

(邮政编码 100044)

河北三河市腾飞胶印厂印刷

新华书店经售

*

开本 850×1168 1/32 印张 10 3/4 270 千字
1995 年 12 月第 1 版 1995 年 12 月北京第 1 次印刷

印数: 1—2000 册 定价: 15.60 元

(本书如有印装错误, 我社负责调换)

《全国高技术重点图书》 出版指导委员会

主任:朱丽兰

副主任:刘 杲 卢鸣谷

委员:(以姓氏笔划为序)

王大中	王为珍	王守武	牛田佳	卢鸣谷	叶培大
刘 仁	刘 杲	朱丽兰	孙宝寅	师昌绪	任新民
杨牧之	杨嘉墀	陈芳允	陈能宽	张兆祺	张钰珍
张效祥	罗见龙	周炳琨	欧阳莲	赵忠贤	顾孝诚
谈德颜	龚 刚	梁祥丰			

总干事:罗见龙 梁祥丰

《全国高技术重点图书·航天技术领域》 编审委员会

主任:任新民

委员:(以姓氏笔划为序)

王永志	刘琯德	吴大观	胡文瑞	顾诵芬
黄志澄	屠善澄			

前 言

早在 60 年代初液氢液氧火箭发动机已在运载火箭上得到应用。我国在运载火箭上应用液氢液氧火箭发动机也有 10 多年的历史了。在未来的航天事业中液氢液氧火箭发动机将会发挥更大的作用。液氢不仅是高能化学燃料,而且是最干净的燃料,它的燃烧产物对大气环境没有任何污染,扩大氢燃料的应用,还具有很大的社会效益。

液氢作为工业燃料来应用,有很多低温技术的特殊问题需要解决。由于液氢在火箭发动机的研制过程中已积累了很丰富的经验,只是至今尚未见到专门从液氢低温技术的角度来总结经验,以利于液氢燃料的扩大应用范围。所以本书准备以总结氢氧火箭发动机研制经验为基础,侧重收集液氢低温技术的特殊问题来分析和总结。如果这本书对从事液氢液氧火箭发动机的研制人员有所帮助的话,就算达到了写书的目的。

本书的内容涉及很多跨学科的专业技术问题,本想邀请其他专业领域的专家一道来完成本书的写作,因时间紧迫和一些其他问题,没能实现。

由于作者的水平有限,书中肯定会有不少缺点和错误,欢迎读者批评指正。

作者

1995 年 6 月

目 录

第一章 概论	1
1.1 最干净的高能化学燃料——氢	1
1.2 氢氧火箭发动机在航天领域已占有重要地位	4
1.3 氢氧火箭发动机的发展动向	8
第二章 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	19
2.4 氢膨胀动力循环系统	24
2.4.1 氢膨胀动力循环系统的工作原理	24
2.4.2 全流量氢膨胀动力循环系统	25
2.4.3 部分流量氢膨胀动力循环系统	31
2.5 具有功率冗余的高可靠火箭动力系统设计	35
2.5.1 高可靠火箭动力系统设计	36
2.5.2 动力系统的功率冗余方案可靠性计算	39
第三章 氢氧火箭发动机的总体设计	42
3.1 总装联接件的温度应力	43
3.2 总装联接件内的应力分析	46
3.2.1 剪切应力下工作的螺纹拧紧力矩计算	48
3.2.2 弯曲应力下工作的螺纹拧紧力矩计算	50
3.3 低温发动机总体结构设计	52
3.3.1 氢氧火箭发动机的结构绝热问题	53
3.3.2 总装管路、阀门等布局设计	55
3.3.3 氢氧火箭发动机的结构振动问题	57
3.4 总装密封件	59
3.4.1 柔性石墨垫圈	59

3.4.2	法兰联接的密封件	61
3.4.3	焊接联接	65
3.5	氢氧发动机的重量分析和估计	66
3.5.1	氢氧推力室的重量分析和估计	67
3.5.2	氢氧涡轮泵的重量估计	67
3.5.3	发动机其他部件的重量估计	70
第四章	氢氧发动机的起动技术	74
4.1	发动机起动前的系统吹除、置换和气封	74
4.1.1	系统吹除	74
4.1.2	系统置换	75
4.1.3	气封	76
4.2	起动前的预冷问题	77
4.2.1	预冷的目的和要求	77
4.2.2	氢氧火箭发动机预冷时间 τ_1 的估算	78
4.2.3	预冷系统的设计	81
4.3	发动机起动技术方案的选择	84
4.3.1	外能源起动涡轮泵方案	84
4.3.2	自身起动涡轮泵方案	87
4.4	空中再起动机技术	89
4.4.1	火箭滑行中的推进剂管理	89
4.4.2	再起动机前的发动机预冷要求	93
4.5	空中起动的混合比控制	96
第五章	氢氧推力室和燃气发生器	99
5.1	氢氧推力室的设计特点	99
5.2	氢氧同轴式喷嘴的工作原理	103
5.2.1	Г. Н. Аврамович 的混合假说	104
5.2.2	氢氧喷注器结构和燃烧稳定性问题	106
5.2.3	声阻尼功能的喷注器	107
5.3	氢氧推力室的冷却和传热计算	109
5.3.1	氢的对流换热系数计算	110
5.3.2	冷却套内压力损失的计算	113
5.3.3	喷注器面板的发汗冷却	114
5.3.4	氢氧燃气向壁的传热	115

5.4	氢氧的点火技术	117
5.4.1	电能点火器	118
5.4.2	火药点火器	119
5.4.3	气动力谐振点火器	120
5.5	氢氧推力室的喷管	124
5.5.1	大面积比喷管的设计要求	124
5.5.2	大面积比喷管的冷却	126
5.5.3	氢氧芯级火箭上喷管设计的特点	129
5.6	氢氧燃气发生器	132
5.6.1	氢氧燃气发生器的功用	132
5.6.2	氢氧燃气发生器喷注器设计	132
5.6.3	氢氧燃气发生器工作中的几个特殊问题	136
第六章	氢氧涡轮泵	140
6.1	涡轮泵在火箭运载器上的重要作用	140
6.2	涡轮泵总体方案选择	142
6.3	液氢泵的设计技术	147
6.3.1	泵的一般理论	147
6.3.2	液氢泵设计的几个特点	155
6.3.3	泵的相似理论和比转速	159
6.3.4	泵的效率分析	164
6.4	液氢泵的试验技术	171
6.4.1	液氢泵试验中存在的问题	171
6.4.2	液氢泵试验的模拟介质研究	173
6.4.3	液氢泵模拟介质试验数据比较	175
6.4.4	模拟介质试验数据处理中应注意的问题	179
6.4.5	关于多级液氢泵的特性试验	181
6.5	氢氧燃气涡轮	184
6.5.1	涡轮工质的热力学参数选择	185
6.5.2	涡轮的气动力参数计算	187
6.6	涡轮转子动力学的基本概念	193
6.6.1	刚性轴和柔性轴	194
6.6.2	转子的进动	196
6.7	低温高速滚珠轴承	201

6.7.1	高速轴承工作的几个重要参数	201
6.7.2	液氢高速轴承的保持架问题	209
6.7.3	液氢轴承的冷却问题	212
6.7.4	滚珠轴承的“ Dn ”值	215
6.7.5	液氢轴承使用中的几个特殊问题	216
6.8	氢氧涡轮泵上的动密封	218
6.8.1	氢氧涡轮泵动密封的特点	218
6.8.2	端面动密封的工况分析	220
6.8.3	非接触式动密封	222
6.8.4	组合式动密封	225
6.9	超低温高速齿轮传动	226
6.9.1	超低温高速齿轮传动的应用	226
6.9.2	超低温高速齿轮的工作特点	228
第七章 氢氧低温活门和自动器		234
7.1	氢氧发动机上活门自动器的一般介绍	234
7.2	低温活门上的密封技术	237
7.2.1	密封的要求	237
7.2.2	低温密封件的结构和材料	238
7.2.3	低温活门上的波纹管设计	241
7.3	氮气减压器	247
7.3.1	氮气减压器的用途	247
7.3.2	减压器的工作特性	248
7.3.3	氮气减压器在使用中应注意的问题	252
7.4	低温活门	254
7.4.1	低温球形活门	254
7.4.2	低温菌形活门	257
7.5	低温流量调节器	260
7.6	低温流量控制器——汽蚀文氏管	261
7.6.1	汽蚀文氏管的几何尺寸对性能的影响	262
7.6.2	汽蚀文氏管的特性计算	264
7.6.3	液氢汽蚀文氏管的特性计算	266
第八章 氢的安全使用技术		270
8.1	高压氢气瓶的泄漏危险	270

8.2	氢的着火、爆燃和爆轰	272
8.3	氢的安全排放技术	275
8.3.1	氢气流中的静电积累	275
8.3.2	氢排放系统中的着火事故分析	276
8.3.3	氢排放系统的管路设计	277
8.3.4	低温氢排放的几个特殊问题	279
8.4	氢的安全处理和防护	281
第九章 液氢输送系统的绝热问题		285
9.1	液氢低温绝热的一般介绍	285
9.2	真空绝热	287
9.3	多层缠绕的真空超绝热	292
9.4	氢氧火箭发动机的绝热问题	297
9.4.1	绝热的目的和任务	297
9.4.2	泡沫塑料绝热材料的性能要求	298
9.4.3	热固性聚氨酯硬质泡沫塑料绝热	301
9.4.4	热塑性泡沫塑料绝热方案	304
第十章 液氢的生产、贮存和运输		309
10.1	液氢生产成本分析	309
10.2	液氢生产能力的确定	311
10.2.1	液氢用量分析和统计	311
10.2.2	液氢生产能力的确定	313
10.3	液氢生产工艺流程的优化	315
10.4	液氢的长期贮存问题	320
10.4.1	“电冰箱工作原理”用于解决液氢中短期贮存问题	320
10.4.2	采用其他载体吸附氢的贮存问题	324
10.5	液氢的运输问题	327

第一章 概 论

1.1 最干净的高能化学燃料——氢

人们对氢会燃烧的现象早在 16 世纪就发现了,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 1852~1862 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 204K。这就是通常所称的焦耳-汤姆逊效应。若先把氢的温度降到 204K 之后,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 200 大气压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。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。

液氢作为燃料研究,首先是美国 NASA 的 Liwes 中心开始的。1956~1957 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 15km 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 年人们用液氢作为燃料研究,经历 186 年的漫长岁月。从杜瓦实现了氢的液化后,亦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是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思,都在这时提出过用氢和氧作为推进剂的设想。1923 年 R. H. 戈德达德亦在他的一本书中提出过氢和氧是火箭的最好推进剂。在相当长的时期内热心于建议发展氢燃料和批评用氢燃料的危险性,常常交错发生。本世纪初期,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,造成了普遍对氢恐惧的心理。1936 年建成的兴登堡飞艇采用氦作升降的工质,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氦气,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,从幸存的 65 人那里又提供了大大夸张的灾难程度和危险性,给氢燃料使用安全性加上了更加可怕的色彩。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作进一步的研究,还必须建立一系列与之相配套的技术,其中首先要解决安全操作问题。随着低温工程的发

展,现在已很清楚,使用氢和使用汽油的安全性是相同的,两种燃料在技安方面采取的措施也差不多是相同的。到本世纪的 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 and 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 and 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。正式在半人马座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和烃类燃料和液氧燃烧的比冲相比要高 45% 左右。所以它在改善航天运载器性能上具有绝对的优势。

液氢作为推进剂还有一个突出的优点是它和氧的燃烧产物就是水蒸气。排放到大气中没有任何公害,当前人类正为环境污染问题而困惑着,发展氢动力更具有特别重要意义。所以氢可以称之为最干净的高能化学燃料。

液氢的第三个突出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,因为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。

氢和氧组织燃烧是最简单的化学反应过程,燃烧稳定性好,很容易做到比较完善的燃烧,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。

它在使用上最大的缺点是需要建立超低温的环境,最好的绝热贮箱亦是用不断的汽化液氢来维持液态。目前这个问题已不是

太大的关键。

第二个缺点是氢分子量小,粘度小,容易泄漏,低温密封问题需要认真对待。

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

1.2 氢氧火箭发动机在航天领域 已占有重要地位

通过 RL-10 氢氧发动机的研制,美国的航天动力系统注入了新的活力。1961 年 11 月 4 日完成 RL10A-1 氢氧发动机的飞行前的鉴定试车,交付给半人马座火箭首次飞行试验,第一次宇宙神-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破坏而失败。1963 年 11 月 27 日的 CA-2 次飞行是完全成功的。1964 年 1 月 29 日由六台 RL-10 并联组成的土星-I 第二级火箭 S-IV 级亦发射成功。这表明美国当时已完全掌握了液氢液氧高能推进剂的设计和使用技术。

50 年代末 60 年代初,美国为了和前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(Apollo)登月计划,发展土星系列的大型运载火箭,大规模地采用液氢液氧火箭推进技术。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。

在研制 RL-10 氢氧发动机的过程中,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-I B 运载火箭的第二级(S-IV B 级)上。

表 1.1 土星运载火箭系列

火箭名称	代 号	动力装置
土星-I (二级方案)	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 RL10A-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

1966年2月土星-I B运载火箭首次飞行成功。1968年J-2发动机完成首次载人飞行。1969年开始执行Apollo登月飞行计划,美国的载人登月计划实现了。所以氢氧高能推进技术为美国的航天领域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213t,推力室压力高达21.3MPa,真空比冲455s,发动机推力可以在65%~109%的大范围调节,发动机已可以重复使用多次。这台发动机于1981年4月12日第一次在哥伦比亚航天飞机上飞行成功,标志着氢氧火箭推进技术又上了一个新台阶。从以上的历史可以看出,美国始终以发展氢氧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了。

欧洲研制运载火箭开始于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H-20分级燃烧氢氧发动机为第二级动力装置。H-20氢氧发动机真空推力为200kN,燃烧室压力12.4MPa,真空比冲448s。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 年就开始研究一种小推力氢氧发动机,代号为 HM-4,真空推力为 $4 \times 9.8 \text{ kN}$,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,成立了欧洲空间局,开始了 ARIANE 火箭的研制。由法国的 SEP 公司和原联邦德国的 MBB 公司联制一种氢氧发动机,代号为 HM-7。它的真空推力为 $6 \times 9.8 \text{ kN}$,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就投入商业发射。ARIANE 火箭发射成功,很快就占领了国际发射市场。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 氢氧发动机在 ARIANE 火箭上发挥了重要作用。

1985 年欧洲空间局决定研制大型运载火箭 ARIANE-V。这是一级半大型运载火箭,它的基本型为氢氧芯级捆绑两枚固体助推器 P230,可以把 $22 \times 10^3 \text{ kg}$ 有效载荷送入地球低轨道。氢氧芯级的主发动机代号为 HM-60,地面点火时推力为 $81.6 \times 10^3 \text{ kg}$,真空推力为 $104.5 \times 10^3 \text{ kg}$ 。真空比冲 432s,主级工作时间约 500s,采用燃气发生器循环,推力室压力为 10MPa,预计 1995 年年底首次发射。欧空局估计,1996 年以后 ARIANE-V 运载火箭投入使用后,发射成本可比 ARIANE-IV 降低 10%。因此 ARIANE-V 运载火箭具有更大的商业竞争能力。目前法国以及欧空局正在研究 ARIANE-V 运载火箭在今后航天事业中可以完成的各种重大任务。

日本的航天运载器技术起步较晚,但发展得很快,分析日本的航天技术发展途径:首先以引进美国技术为起步,并充分吸取美国的先进技术,跨大步迎头赶上国际先进水平。它的氢氧火箭发动机于 70 年代在东京大学宇航研究所内开展了小规模预先研究工作。1981 年开始研制的 H-I 火箭第二级上,采用了液氢液氧发动机,代号为 LE-5,真空推力 $10.5 \times 9.8 \text{ kN}$,真空比冲 448s,喷管面积比高达 140:1。1986 年 8 月成功地发射了日本的通信卫星。LE-5 氢氧火箭发动机投入了使用,把日本的运载火箭技术向

前推进了一个台阶。日本的大型运载火箭 H-II 上采用的主发动机 LE-7 研究开始于 1983 年。1986 年 LE-7 分级燃烧高性能氢氧发动机进入了工程开发阶段。H-II 火箭是一级半方案的运载火箭。LE-7 发动机是 H-II 火箭芯级的主发动机,地面起飞时的推力为 86t,真空推力可达 $110 \times 9.8\text{kN}$,真空比冲为 445s。在发射同步定点轨道卫星时,H-II 火箭有一个高性能氢氧二级火箭。二级的主发动机为 LE-5A,是 LE-5 氢氧发动机的改进方案,主要做了以下三点改进:

1) 推力由 LE-5 的 $10.5 \times 9.8\text{kN}$ 提高到 $12.4 \times 9.8\text{kN}$ 。

2) 取消了 LE-5 的燃气发生器,采用了部分膨胀循环的系统。即将冷却大喷管的 1000K 高温气氢作为涡轮工质,作功后的气氢又引入大喷管的出口端,和主气流一起排出。采取这项改进,不仅简化了发动机系统,而且提高了发动机性能,LE-5A 的真空比冲已达 452s,而喷管面积比减小到 130:1。

3) 增加一个废气利用活门,在发动机二次起动前,发动机供应系统预冷的饱和氢气引入涡轮入口,以驱动涡轮泵处于低速运转。充分利用这部分能量,既预冷了发动机,又再起动了涡轮泵,称之为空载运转工况(Idle mode)。采用这个措施后可以使火箭的有效载荷提高 60kg。

1994 年 2 月 4 日日本的 H-II 火箭首次发射成功,使日本的航天地位进入了国际先进行列。首次利用空载运转工况(Idle mode)实现了滑行后的空中二次起动。这种空中再起方式是非常安全的。今后无疑可以实现多次起动。

H-II 火箭目前的发射费还太高,商业发射的竞争能力不强。从资料上了解到,日本今后准备采取措施降低发射成本。总之日本利用高水平的氢氧火箭发动机技术跻身于国际航天先进国家之中了。

俄罗斯是当今运载火箭技术水平最高、运载能力最大的航天大国。据了解早在美国研制土星-V 巨型运载火箭时,前苏联亦在研制一枚巨型运载火箭“科学-I 号”(НАУКА-I),这是一枚发射