

# 中国航天领域中的低温技术

朱 森 元

(液体火箭发动机研究所,北京 100076)

本文简要地综述了我国航天领域中得到成功应用的一些低温技术:液氢液氧火箭高能推进系统中的低温技术,特别是液氢液氧火箭发动机中几项关键技术。简述了人造卫星的空间模拟试验设备中的一些低温技术和一些微型制冷机。

低温技术在我国航天领域中已经得到较广的应用,目前主要在以下两个方面:

1. 液体运载火箭上采用高能的液氢液氧火箭发动机作为主要动力装置,从而带动了一系列低温技术的发展。

2. 人造卫星的发展,需要进行外层空间环境的模拟试验,而外层空间是冷而黑的超高真空环境,它的温度低于3—4K,吸收系数近于1。人造卫星需要在上述冷而黑的小宇宙环境的地面模拟设备上上进行试验。由此可见,航天技术的发展需要应用很多低温技术,同时又带动了低温技术进一步发展。

## 一、液氢液氧火箭发动机带动了我国低温技术的发展

液氢是化学推进剂中能量最高的燃料,它的密度很小( $70\text{kg}/\text{m}^3$ ),一个乒乓球大小的液氢球的重量也和乒乓球差不多。在一个大气压 下要使氢保持液态,必须具备 $20\text{K}(-253^\circ\text{C})$ 的低温条件,因此在早期低温技术不发达的年代,人们误认为氢是不可液化的绝对气体。从1898年在实验室内首次获得液氢,到1958年美国首先开展液氢液氧火箭发动机的研制,共经历了60年的长时间。这是因为要把液氢作为燃料应用,不仅要具备 $20\text{K}$ 的低温条件,而且要建立一系列的配套技术,诸如高压液氢输送系统,液氢下应用的各种特殊材料,各种低温测量和

计量系统,液氢的工业化生产和长期贮存,长途运输和安全操作等一系列工程。工程技术的发展是有层次地进行的。例如,为了实现液氢的生产、贮存和长途运输,要求发展真空绝热技术、各种低温密封技术,制定液氢在铁路上和公路上安全运输的技安条件和操作制度。为了发展液氢液氧火箭发动机,又需要发展液氢液氧的燃烧技术,液氢泵、液氢阀门的设计理论,液氢供应系统的流量控制技术,要研制低温高速轴承,以及特殊的低温动、静密封、大功率传动的低温高速齿轮等。所以要把液氢作为工业燃料使用,必须建立齐全和配套的低温技术基础和相应的一系列设施。

我国在1964年,根据钱学森的建议,开始了液氢在火箭上应用的探索工作。但是不久就开始了十年动乱的“文化大革命”,这项工作就全部停了下来。1970年,我国第一颗人造卫星发射成功后,为了进一步发展我国的航天事业,在钱学森、任新民的建议下,再次开始了液氢在火箭上应用的试验研究。这时不仅美国在“半人马星座”火箭上和“阿波罗”计划中都成功的采用了液氢液氧火箭发动机,而且法国亦已进行6—7年的小推力液氢液氧火箭发动机的试验研究工作。我国的液氢液氧火箭发动机研究工作,实际上是在起步晚,低温技术基础差的条件下开始的。必须在开展液氢液氧火箭发动机的研制过程中,把我国的液氢低温技术建立起来,这就大大的增加了液氢液氧火箭发动机

研制的复杂性。现在我们分别介绍几种典型的液氢低温技术。

### 1. 低温氢的安全排放问题<sup>[1]</sup>

低温介质(液氮、液氧或它们的低温气体)的排放问题很简单,都可直接向大气中排放。但液氢或其气体的排放就有特殊要求。液氢贮箱工作后,要把剩余的低温氢排放出来,就应特别注意起火、爆炸等安全问题。高速流动的氢气或两相流的氢在排放管道中流动时,能产生很高的静电位差,我们从排氢口测得的静电位差高达8000V—12000V。这样高电位的氢气流,若直接向大气中排放,很容易着火或爆炸。实际测量表明,氢气流中的电位差,不仅和气流的速度有关,而且和气流比例、气流的温度等因素有关。也就是说,排放氢气流的气位差是和气流的马赫数有关,只要把气流马赫数限制在某一安全范围内,就可以安全排放氢气了。掌握了氢排放特点后,需制定一些操作规程,氢作为工业燃料使用的技术并不复杂。我国在铁路,公路上大量运输液氢,没有发生过大的事故。

### 2. 高速液氢滚珠轴承

高速液氢滚珠轴承和一般高速轴承相比,有以下一些特点:

(1) 由于液氢粘度很小,不能应用流体动力润滑膜的理论来润滑液氢轴承,必须采用其他办法来润滑。

(2) 由于液氢轴承是在常温下生产和装配,在低温下工作,在设计液氢轴承时必须留有合适的间隙,使其工作时不致因低温收缩而抱死。

(3) 在低温条件下,滚珠和滚道间具有接触应力,奥氏体轴承钢在接触应力作用下会产生相变而形成马氏体钢,这是晶格变大的过程。因此仅仅考虑温度收缩而设计的间隙仍不能保证液氢轴承可靠地工作,必须对轴承钢进行特殊的低温处理。

(4) 滚珠轴承常常用它的“ $Dn$ ”值来说明轴承的工作条件,因为轴承的寿命和“ $Dn$ ”值有关。这里的 $D$ 是轴的直径(mm), $n$ 是每分钟的工作转速。文献[2]中介绍,“ $Dn$ ”值等于或大

于600000者为高速轴承,“ $Dn$ ”值大于1000000者为超高速轴承。在液氢泵上工作的轴承,几乎都是超高速轴承。很多轴承故障都和它的冷却好坏有关。超高速轴承工作时,内外滚道的发热量都很大,但内滚道的发热现象更严重。冷却的重点应放在内滚道上。这个问题必须由保持架的设计来保证。前面讲的液氢轴承的润滑,亦是依靠保持架的材料自润滑性来实现的,所以液氢轴承保持架的材料和结构都是非常重要的问题。

保持架是多孔环状物体,轴承工作时,它可以保证滚珠不相互碰撞,但滚珠可以和保持架接触,滚珠作高速自转时,同时又被保持架带着公转。具有自润滑性能的保持架材料被滚珠不断地磨损。滚珠自身表面粘结上一层润滑薄膜来实现液氢轴承的润滑。由于滚珠的自转速度很高,惯性力很大,不允许产生任何碰撞,所以保持架带着滚珠一起公转时,必须有一个引导面。由外环引导的,称外引导保持架;由内环引导的称内引导保持架。在液氢轴承的设计上采用哪种保持架为好,至今尚是一个争论的问题。但文献[2]中说得明确:理论和实际经验都说明,液氢轴承采用外引导保持架是合乎要求的。美国研制的液氢轴承,几乎都是外引导保持架。液氢轴承是一门新的技术,尚有很多工作需要研究和改进。

### 3. 液氢中工作的密封技术

用于液氢液氧火箭发动机上的密封,可以分成两大类,即静密封和动密封。液氧条件下工作的密封比较容易解决。由于液氢的粘度很小,约比液氧小14倍,氢的分子量也是最小,所以用于液氢中的密封技术就比较复杂。

(1) 静密封,即各种组合件、导管等联接部位的密封。由于各联接件的材料不一定相同,它们之间的收缩系数也就不一样。发动机工作时有预冷、起动、关机、再预冷、再起动机等温度交替变化和工作振动等因素的作用,因此要使密封可靠地工作是不容易的。解决这种密封应该遵守以下原则。首先是注意利用温度应力,使之有利于低温工作时改善密封;其次是合

理选用低温密封材料。由于在液氢温度下几乎所有非金属密封材料都变脆，甚至呈“玻璃”化了，因此必须采用复合材料来解决这些问题。

(2) 动密封。氢氧发动机上的动密封有多种不同的形式，技术难度最大的是氢氧涡轮泵上高速轴上的端面密封。它的特点是高速轴上，一端是高压液氧，另一端是低温的氢，或者一端是高压液氢，另一端是含有水蒸汽成份的高温燃气。在这样恶劣条件下工作的动密封，要做到绝对密封是不可能的，也是没有必要的。在某种意义上说，密封技术实际上是泄漏率的控制技术，是把泄漏率控制在允许范围内的技术。因此，只要规定一个合理的泄漏率可以安全使用，问题就容易解决了。美国的 NASA 系统内规定：绝对密封的要求是压差为 1 个大气压，泄漏率不超过  $1\text{cm}^3/\text{a}/\text{in}$  密封(介质为空气)<sup>[2]</sup>，即工程上泄漏率为零的规定是  $3.171 \times 10^{-9}\text{cm}^3/\text{s}/\text{in}$  密封。我们可以根据应用条件不同作出不同的泄漏率允许值，密封问题就简单了。低温高速轴的端面动密封设计，首先要求合理地选择工作参数。重要的参数是密封前后的工作压差 ( $4p$ )、轴的转速，或者是一对磨擦面上的切线速度 ( $v$ )。这里的  $\Delta p \times v$  的乘积是影响端面密封寿命的重要参数。这个值应尽量选小一些。其次是要选择最佳的磨擦面材料搭配。材料搭配不好，即使  $\Delta p \times v$  值小的密封，寿命也不长。第三是保证磨擦面上的磨擦系数小，氢的润滑性能很差，材料必须有自润滑性。最麻烦的是在工作过程中磨擦系数发生变化，从而引起密封工作不稳定，甚至发生振动而破坏密封。因此高速轴上的端面密封主要是通过艰苦的大量试验求得合理的解决问题。

#### 4. 低温高速传动齿轮

在火箭发动机结束工作时，希望火箭贮箱内剩余的推进剂最少，为此必须严格控制氢泵和氧泵的转速，使之按规定的转速比来工作。对于小推力发动机，采用齿轮传动是实现两泵按规定转速比工作的较简单的方法。由于液氢的密度小，液氢泵要求高转速，而液氧泵不希望太高的转速，所以这里要求的是高速低温传动齿

轮。设计高速低温齿轮传动装置的难点在于：

(1) 低温高速传动齿轮的润滑问题。这里的润滑和滚珠轴承不同。齿轮工作时，齿面上既有滚动，又有滑动磨擦。齿面上的发热量和齿轮传动功率成正比。如果采用固体润滑膜，则要求润滑膜材料具有低温韧性，和齿轮钢的粘结强度好，线膨胀系数基本上和齿轮钢相近。

(2) 控制齿轮发热量问题，齿轮发热量主要和齿面的滑动磨擦的大小有关。采用小模数齿轮可以减少齿面的滑动磨擦。

(3) 防止齿轮箱壳体的温度变形问题。高速传动齿轮要求很高的啮合精度。但氢氧涡轮泵上的齿轮箱壳体不可能保证均匀的温度场。液氧和液氢的温差达 70K，液氢泵和燃气涡轮在同一根轴上，温差达 900K。绝热的部位温度差不多接近液氢和液氧，有些部位有严重的液化空气加热。齿轮箱壳体的温度变形可以使两根轴之间的平行度得不到保证，造成齿轮啮合精度下降或产生偏磨，为此要采取一系列的措施，诸如减少温度变形。进行齿形修整等复杂的工作。

#### 5. 低温介质的流量测量问题

发射同步定点轨道的通信卫星，对火箭发动机的推进剂秒耗量测量精度要求很高，希望在发动机关机时贮箱内的剩余推进剂最少。为此必须提高低温介质的流量测量精度。氢氧发动机研制中建立了三种不同工作原理的高精度流量测量系统。

(1) 在液氢液氧的绝热贮箱内，分别安装了高精度分级式电容液面计和微波谐振腔密度计，组成了质量流量的测量系统，可以测量发动机工作过程中的平均流量。

(2) 在管路内安装了涡轮流量计和同轴式电容密度计，组成了另一种质量流量测量系统，既可测量全程的平均流量，又可测量发动机启动和关机过程中的瞬态质量流量。

(3) 用动态称重法，在发动机试车过程中把贮箱内流出的液氢和液氧重量分别秤出来，除以时间间隔，就求出质量流量。这个道理很简单，但实现起来问题不少。和低温绝热贮箱

相联的导管很多,各种温度应力要作用到贮箱系统上来,试车时发动机的振动通过导管和地基,影响测量系统的精度。但采用了有效的减振措施和科学的“去皮”称重后,这是非常可靠的高精度低温流量测量系统。

以上三个系统都独立地进行精度校准和误差分析,并相互比对,因此测量结果非常可靠。

由上可知,通过氢氧发动机的研制,带动了低温技术的发展。形成了一个新技术领域。这个新技术领域为我国的四个现代化正在发挥重要作用。我国长征三号运载火箭的第三级是高能的液氢液氧火箭。从1984年以来已成功地发射了六颗同步定点通信卫星,其中1990年4月7日发射的亚洲一号通信卫星(美国休斯公司制造),成功地为我国亚运会提供了通信服务。我国还正继续发展更好的氢氧火箭技术,进一步提高我国运载火箭的性能。

液氢不仅是高能的化学燃料,而且是最干净的燃料,它和氧的燃烧产物是水汽,对环境没有任何污染,不会如石油产品的燃烧产物中含有大量的 $\text{CO}_2$ ,造成地球大气的温度升高。当我们广泛的使用液氢燃料后,就能实行自然环境的良性循环,从根本上保护人类赖以生存的地球环境。

美国初步确定在21世纪使用的先进发射系统和天地往返运输系统,全部采用液氢作燃料。日本和西欧正在研制推力为一百吨级的大型氢氧火箭发动机。预计90年代中后期即可投入使用。世界上航天技术先进的国家都在考虑发展液氢作燃料的吸气式航天发动机。由此可见,不断扩大液氢的应用范围,已成为必然的发展趋势。21世纪将成为低温技术工程师们可以大有作为的时代。

## 二、空间模拟设备和微型制冷机

发展卫星工程要求建立配套的空间环境模拟的试验设备。这种设备通常是一个大型真空贮罐,内有太阳模拟器,罐壁建立一层冷而黑的壁板,称为热沉。如果罐内有极高的真空度,基

本上可近似于卫星运行轨道上的真空度,热沉壁板的温度可降到 $3\sim 4\text{K}$ ,则就可以完全模拟空间条件了。但是,要建立这样的设备,不仅技术难度太大,而且也没有必要。通过理论分析和实验证明,采用简化的环境模拟设备,虽然会造成一定的误差,但如果这些误差并不影响工程应用,则就可以大大减少试验和设备的投资。例如,航天器的表面温度若为 $300\sim 350\text{K}$ ,而在环境模拟器内试验时,模拟空间冷黑条件的热沉壁板温度只能达到 $100\text{K}$ ,则温度高于实际空间温度所引起的误差仅为1%。这是可以允许的。因此,很多试验可以在液氮流程的模拟器中进行,而不必采用昂贵的液氢流程。这样就可以减少设备的运行经费和卫星的试验经费。

我国从1964年以来,先后建立了很多空间环境模拟器。现在简单地介绍几种有代表性的空间模拟设备。

1. KM-3 模拟器。这种模拟器于1970年建成,用作卫星整星试验的空间环境模拟设备。容器直径为 $3.6\text{m}$ ,长度为 $7.3\text{m}$ 。容器内装有铜制的液氮热沉,其板壁温度为 $90\text{K}$ ,热吸收系数为 $0.93$ 。为了提高试验真空度,在KM-3内设有冷氩壁板(温度可低于 $20\text{K}$ )。极限真空度可达 $5.6 \times 10^{-7}\text{Pa}$ 。后来又在容器内增加了小于 $20\text{K}$ 的冷氩热沉,冷氩流程中采用氦透平膨胀机制冷,从而增加了设备的试验能力。

2. KM-4 模拟器。这种模拟器于1978年建成,是为同步定点通信卫星进行整星空间环境模拟试验而建。容器直径为 $7\text{m}$ 、高度为 $12\text{m}$ 、极限真空度为 $1 \times 10^{-6}\text{Pa}$ ,热吸收系数为 $0.92$ 。容器内装有铜制液氮热沉,亦有抽吸速率为 $2 \times 10^6\text{l/s}$ 温度低至 $16\sim 18\text{K}$ 的冷氩壁板热沉。冷氩壁板的外流程是带透平膨胀机的布雷顿循环。透平的转速为 $88000\text{转/min}$ ,在 $20\text{K}$ 时,制冷功率为 $1200\text{W}$ 。实际运行中,透平膨胀机的进口温度为 $16\text{K}$ ,排气温度为 $11\text{K}$ ,氩制冷的壁板温度低于 $15\text{K}$ 。

KM-3和KM-4的热沉外接低温流程都采用单相密闭循环的液氮流程。管内循环的液氮在接受全部热负载后,仍保持单相的过冷状

态。管内液氮并不蒸发损耗。在过冷器循环管之外才发生沸腾而消耗液氮。我国采用这种流程的几种空间环境模拟设备,工作稳定,热沉温度的均匀性好,承受分布不均的负载能力强,运转工作时都能确保模拟试验的精度。

我国在空间制冷机和微型制冷机方面也取得了进展。60年代就开始了空间制冷技术的预先研究。当前主要的研制项目有:辐射制冷,固体制冷,微型节流制冷和空间用机械制冷机。现分别介绍几种有代表性的产品。

70年代我国先后研制了“二级 Solvay 制冷机”和“二级 Gifford-McMahon 制冷机”。其冷端温度可达 9K。其冷却能力在 20K 时为 5W 到 10W。该机曾用于通信卫星地面接收站的冷参量放大器上。现在主要用于低温真空泵上。

我国气象卫星 FY-1 号上成功的应用了辐射制冷机,这种二级辐射制冷机在空间可达 105K 的低温,用于冷却 HgCdTe 红外拈波器。

在卫星上可能得到应用的固氩制冷器正在研制。还有 Vuilleumier 制冷器亦在研究,2W 单级水冷型和 3W 单级空冷型,温度达 77K 的制冷机上都采用了磁力传动技术。机载的 StirLing 制冷机(0.5W,35K)已研制成功,菱形驱动双级 StirLing 制冷机的最低温度可达 26K,亦在研制之中。

我国航天领域中应用低温技术还是刚开始。目前正在扩大应用范围,今后还应把低温动力扩大到航空领域中去。液氢作为高能而干净的燃料,应早日在航空发动机上得到应用。甚至在汽车发动机上得到应用。西方一些科学发达国家正在进行在航空发动机和汽车发动机上应用液氢燃料的试验研究。我国亦应早日起步研究。相信在不远的将来,低温技术将会有更加广阔的应用前景。

- [1] 朱森元,低温工程 No2 (1979),55.
- [2] Leo W.Winn, NASA CR-134615, (1974).
- [3] D.K. Huzel et al., NASA SP-125, (1967), 321.

## 国际纯粹物理与应用物理联合会 (IUPAP) 召开第 20 届代表大会

国际纯粹物理与应用物理联合会的代表大会每三年召开一次,进行执委会和下属各专业委员会的换届选举。第 20 届大会已于 1990 年 9 月 25 日至 28 日在民主德国德累斯顿 (Dresden) 举行,来自 28 个国家和地区物理学会的代表参加了会议。中国物理学会派出杨国楨、王义道、杜祥琬三人组成代表团参加,台北物理学会古煥球、胡进锐、朱国瑞三人参加。会议由两部分组成: IUPAP 大会会务报告和科学报告。前者包括上届主席的总结报告、秘书长工作报告、各专业委员会的工作报告、财务情况报告、提名和选举执委会和各专业委员会有关人员,以及讨论各种提案等等。后者包括五个由民主德国科学家作的报告,介绍了东德几个研究领域(薄膜电致发光器件物理、光源物理和高能物理等)的进展。

经过大会选举,中国物理学会推荐的人选中有下列成员被选为专业委员会委员: C7 (声学委员会),

马大猷; C8 (半导体委员会),谢希德; C9 (磁学委员会),蒲富恪; C10 (凝聚态结构和动力学委员会),甘子钊; C11 (粒子和场委员会),郑志鹏; C12 (核物理委员会),姜承烈; C13 (物理发展委员会),林泉; C14 (物理教育委员会),赵凯华; C17 (量子电子学委员会),杨国楨;台北物理学会被选成员有: C3 (热力学和统计力学委员会),胡进锐; C10,张石麟。

IUPAP 初步决定资助 1991 年召开的国际会议和部分 1992 年召开的国际会议已有 29 个,其中在中国召开的有三个:(1) 穆斯堡尔效应应用会议(1991 年 9 月 16—20 日,南京);(2) 天体物理讨论班(1991 年 6 月 5—15 日,武汉);(3) 第 21 届国际半导体物理会议(1992 年 8 月 12—16 日,北京)。

下届的 IUPAP 大会订于 1993 年在日本召开。

(中国科学院物理研究所 杨国楨)