

2. 冷却燃烧室和驱动氢气涡轮的氢循环(见图7)

与上述循环相比, 它的 I_{sp} 低, 是因为燃料泵的氢焓增加而引起空气冷凝器的能量下降。

3. 冷却燃烧室和驱动燃气涡轮的氢循环(见图8)

这一循环具有分级燃烧循环, 使发动机性能不取决于飞行速度。其有如下特点:

- (1) 从吸气发动机工况到火箭发动机工况一直可保持高的功率;
- (2) 为了在推进剂进气温度宽的范围工作必须设计一个预燃室;
- (3) 氧化剂可选作为燃烧室的冷却剂, 这保证提高液化空气的能量, 从而提高 I_{sp} 。

LACE的关键技术:

1. 空气冷凝过程中的障碍物(如 H_2O , CO_2)。

这里有二个关键技术: 一是冷凝器设计时必须要有防止障碍物吸附增长的技术; 二是消除障碍物对阀门和涡轮泵反效应的技术。

2. 空气冷凝器效率。

高效率的空气冷凝器对减轻发动机重量有很重要意义。因此常选用钛或铝合金管子作为冷凝器的热交换器。

3. 非常低的泵净吸压头。

4. 发动机控制系统。

研制 LACE最重要的关键技术是: 防止空气冷凝器中的障碍物、起动顺序控制和海平面操作技术。

李平摘译自IAF-86-180

西德MBB公司400N统一辅助推进系统

西德MBB公司的辅助推进系统是由一个液体远地点发动机和12个姿控发动机组成的统一辅助推进系统(见附图)。所谓“统一”其含意是:

1. 姿控和远地点发动机的推进剂都用MMH/MON-1(含1%气态 NO);
2. 姿控和远地点发动机的推进剂混合比完全相同;
3. 姿控和远地点发动机用的氧化剂和燃烧剂分别共用一个贮箱。

该辅助推进系统已经使用于多国卫星, 并且在每次成功后都进行了改进, 性能日益完善, 其主要优点如下:

1. 由于远地点和姿控发动机采用了合适的喷管面积比和推进剂混合比, 使比冲大大提高, 不仅增加了负载选择范围, 而且提高了有效载荷能力;
2. 由于远地点和姿控发动机可以多次起动, 速度漂移小, 因而大大提高了卫星的入轨精度, 相应地减少了轨道纠正所需的推进剂;
3. 由于采用双组元推进系统, 使其排气压力比大大下降, 一般只需1.3:1, 而单组元推进系统需4:1, 这样就大大简化其压缩排气系统, 使整个重量减轻。

此外, 还有该系统技术比较成熟、设计简单、重量轻, 也成了使其广泛应用的重要原因。

整个辅助推进系统分两大部分，发动机部分包括远地点发动机和姿控发动机，推进剂供应部分主要包括推进剂贮箱、压缩气瓶和推进剂的调节过滤器及各种参数测量装置。

1. 发动机部分

西德MBB公司的辅助推进系统所用的400N双组元液体远地点发动机，具有比冲高、工作性能稳定、重量轻、高空特性好等优点，至今经过多次实际使用已成为生产稳定的远地点发动机。该机主要由一个推力室和若干控制推进剂流量的阀门组成。凡与推进剂接触的所有部件都由L N 1.4544不锈钢制成，并用特氟隆密封片密封阀门，喷管用L N 2.4630 镍合金制成。为了避免溢漏，喷嘴、推力室和喷管都用钨极惰性气体弧焊或电子束焊接。整个发动机不加任何涂层，采用辐射、薄膜、再生等方式冷却，使最高壁温仅达850℃左右。

表 1 远地点和姿控发动机的基本性能

项 目		400 N 远地点发动机	10 N 姿控发动机
推 进 剂		MMH/MON-1	MMH/MON-1
推 力(N)		410	10
流量(kg/s)		0.135	0.00348
混 合 比		1.65	1.6~1.7
比冲(N·s/kg)		3030±20	2825
进 口 压 力 (Pa)	MON-1	(13.7+0.2)10 ⁵	12.5×10 ⁵
	MMH	(15.4+0.2)10 ⁵	17×10 ⁵
推力室压力 (Pa)		7.2×10 ⁵	8.7×10 ⁵
起 动 时 间 (s)		小于0.19	小于0.01
熄 火 时 间 (s)		小于0.20	小于0.01
最大燃烧时间 (h)		2.1	14

封，防止推进剂溢漏。

3. 推进剂贮箱

该系统所用的推进剂贮箱是典型的表面张力贮箱。它曾用于INSAT卫星，后来经修改后又用于ARABSAT卫星。从外部结构看，推进剂贮箱是两个球形体，外壳用6 A 14 V 钛合金压铸加工，并用电子束焊接而成，其中氧化剂贮箱的最大容量为467kg，燃烧剂为283kg，其内部是叶片型表面张力装置，它能使燃料及时排出贮箱而不含任何压缩气体，其排空率达99.5%。这种表面张力贮箱已被各国航天飞行器所采用。预计未来的多功能推进剂贮箱都将采用表面张力贮箱。

西德MBB公司400N的统一辅助推进系统，由于其性能优越、制造技术较成熟，因而在很多卫星上都被应用，是一个比较理想的星载辅助推进系统。

12个10 N 姿控发动机在外形结构、合金材料、焊接工艺、冷却方式等方面与 400 N 远地点发动机大体相同。此外，MBB公司还提供了大量关于10N发动机在连续燃烧时的数据和图表，这是有利于确定额定推力与推进剂喷注压力间的关系，提供一个适当的压力值来调节发动机的额定推力。400 N 和10 N 发动机主要参数见表 1。

2. 推进剂供应系统

整个推进剂的供应系统分压缩气控制系统和推进剂供应系统。为了防止溢漏，整个系统都是焊接起来，使其质量减小到最小限度。

推进剂供应系统，除压力传感器和10 N 发动机的启动阀以外，其余组件都由高强度钛合金6 A 14 V 和 A 40金属钛制成，而压力传感器和10 N 发动机的启动阀门由304 L 不锈钢制成。在不锈钢与钛合金或钛的连接处均采用压模扩散连接，并用类似特氟隆的强性密封材料密

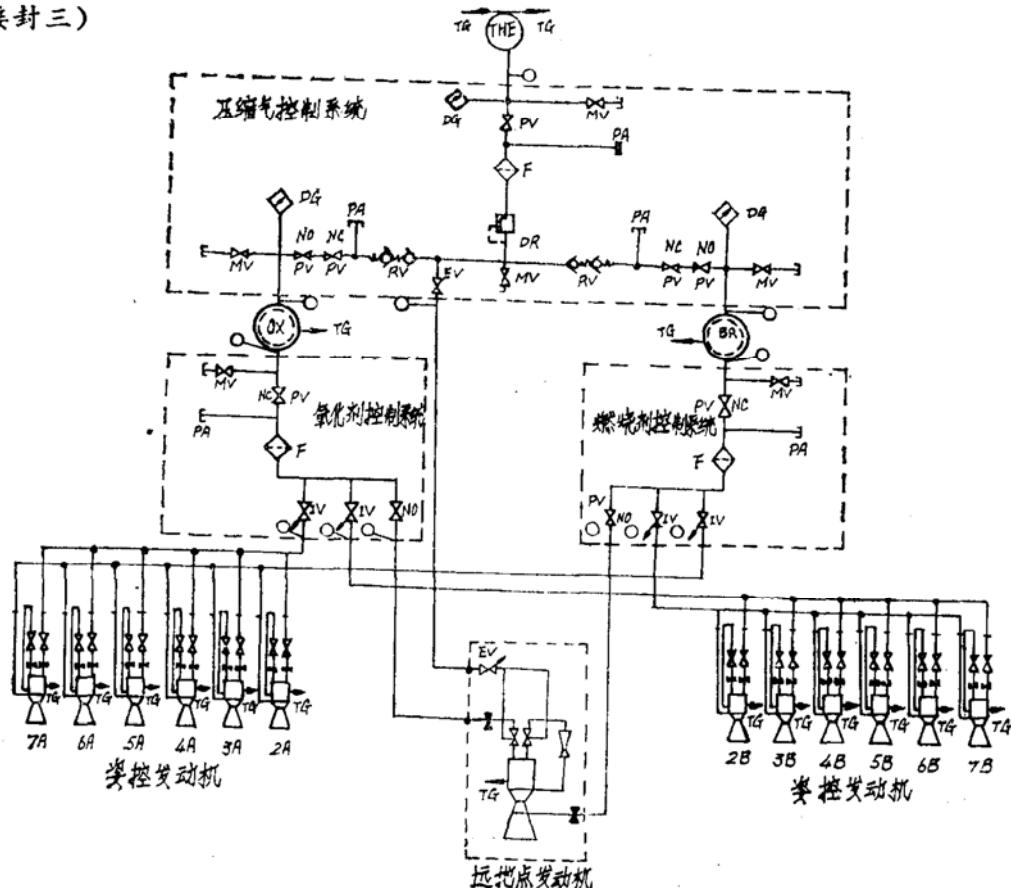
四、结 束 语

六氟铁酸过渡金属络合物化学结构单一,质量易控制;其合成工艺简便,成本较低;而且,它们对AP热分解具有较高的催化活性,它们作为PU推进剂的燃速催化剂也具有较高的催化活性和优良的力学性能。因此,六氟铁酸过渡金属络合物是一类有应用前景的廉价高效燃速催化剂。今后,可将它们使用在丁羟或PU推进剂中,进一步研究它们对复合固体推进剂的燃速催化作用和降低压力指数中的作用。将来,六氟铁酸过渡金属络合物很有希望成为复合固体推进剂的一类优秀的弹道性能改良剂。

参 考 文 献

- 〔1〕 丁宏勋,唐松青等:国外固体火箭推进剂的燃烧性能概况,中科院上海有机所,内部资料(1967)。
- 〔2〕 AD 729885(1971)。
- 〔3〕 US 4,391,660(1983)。
- 〔4〕 Narain,G.: J.Inorg.Nucl.Chem.,28(10),2417—8(1966)。
- 〔5〕 G.Brauer Editor: Handbook of preparative inorganic chemistry,Vol2,Academic Press,p.1509(1965)。
- 〔6〕 Cola,M.etal: J.Inorg.Nucl.Chem.,40(6),1041—4(1978)。
- 〔7〕 Shukla,P.R.: Curr.Sci.,36(11),292(1967)。
- 〔8〕 Patil,K.C.: Indian J.of Chem.,16,109—11(1978)。

(上接封三)



附图 MBB公司400N液体远地点发动机及统一辅助推进系统图