

国外技术报道

日本研制两种固体顶级发动机

日本计划于1989年初用M-3SⅡ-4运载火箭发射绕极轨道飞行的极光研究飞行器EXOS-D; 于1989--90年之间使用M-3SⅡ-5发射飞往月球的空间工程实验飞行器MUSES-A。为了这两次发射, 日本正在研制两种新型固体顶级发动机, 它们分别命名为KM-D和KM-M。这两种发动机采用了许多新技术, 标志着日本固体火箭技术的新水平。

运载火箭总体对KM-D和KM-M规定的基本结构参数和性能参数列于表1。

1. KM-D发动机

KM-D发动机从1985年到1987年6月已经成功地进行了各单项试验和两次地面试车, 目前正处于地面鉴定的最后阶段。图1示出KM-D飞行发动机的最终设计。

表1 KM-D和KM-M的基本结构和性能参数

参 数	KM-D	MK-M
总长(mm)	<1200	<1400
外径(mm)	633	800
总质量(kg)	244	527
推进剂质量(kg)	220	480
推进剂质量分数	0.90	0.91
总冲(kN·s)	>630	>1370
比冲(N·s/kg)	2873	2864

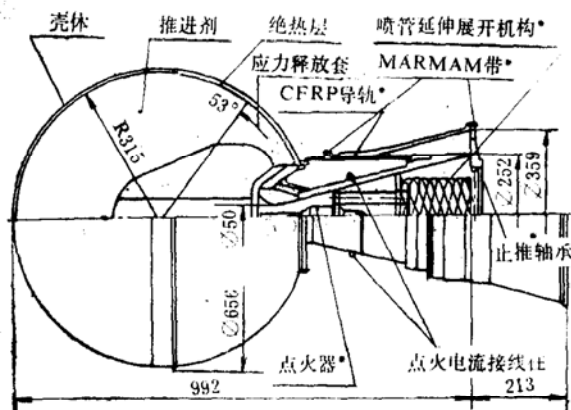


图1 KM-D发动机简图

(* —— 发动机工作之前被抛弃)

KM-D使用15V-3Cr-3Al-3Sn钛合金壳体, 热处理后其最小屈服强度为1.18GPa, 最小极限强度为1.26GPa。这种钛合金是日本新研制的一种典型的 β 相合金, 它的突出特点是具有极好的可加工性。壳体制造采用多次热处理和熔化区很窄的电子束焊接, 以保证材料强度和韧性不致降低, 从而实现高性能, 并且大大降低成本。壳体最小壁厚为0.75mm, 可以承受3.5MPa的最大预计工作压力。壳体绝热层用的是低密度的石棉充填EPDM材料。

推进剂是日本新研制的含HMX的HTPB推进剂(HB-12·17·8)。装药是头部满浇注的

带锥七角星孔药型，在尾端有一个应力释放衬套。采用加压固化以使冷却残余应力达到最小程度。

喷管是中等程度潜入式可延伸锥设计，其烧蚀材料是常用的石墨和碳酚醛。喷管喉径为50mm，喉部半径比为2，扩散半角为14°，膨胀比为51.8。喷管延伸在发动机点火箭前夕完成，延伸由一个以螺旋弹簧为动力的简易轻型展开机构执行。展开机构起初收缩在发动机尾部空腔内，当执行延伸任务时，它靠自身的变形能弹出，这一动作在0.2秒内完成。

发动机点火采用独特的喷喉插入式尾部点火器，以此来满足头部满浇注装药设计。图2示出KM-D的喷管和点火器设计。小火箭型点火器恰好位于喷管喉部后面，安装在堵片上。堵片上开有八个Φ12mm的燃气喷孔，它用爆炸螺栓固定在喷管上。喷管壁中嵌有一对用陶瓷绝缘的石墨电极，用来传导点火电流。点火燃气通过点火器的长尾管直接排入发动机内孔中，燃烧室的压力将点火器推出喷管。

通过试验研究，建立了喷喉插入式点火器的设计准则。点火器燃烧室压力要尽可能地高些。推出点火器的燃烧室压力一般应高于0.5MPa，才能保证平稳可靠的点火。

KM-D飞行发动机的质量和性能参数分别列于表2和表3，第二次试车结果见图3。

表2 KM-D飞行发动机的质量

项 目	质 量 (kg)
推进剂	219.8
壳 体	7.0
绝热层/衬套	5.7
喷 管	10.5
喷管展开机构	2.4
点火系统（发动机工作前被抛弃）	0.5
总 计	245.9
抛弃的质量	2.9
消耗的消极质量	1.5
停止燃烧时的质量	21.7
有效推进剂的质量分数	0.910

2. KM-M发动机

KM-M发动机的基本设计已经完成，示于图4。研制试验正在进行，共安排了两次试车，一次定于1988年，另一次定于1989年。

KM-M的壳体是用碳纤维/环氧树脂缠绕而成的，其封头形状用计算机进行了优化设计。

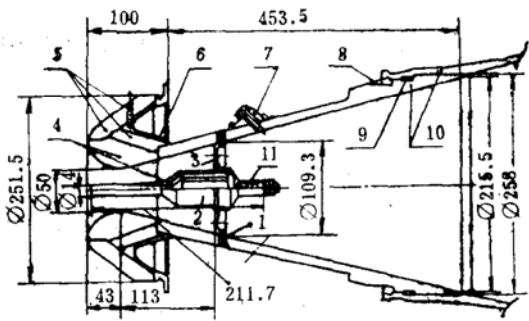


图2 KM-D的喷管和点火器组件

- 1.自毁销A2017T4AlΦ3.1×4 2.点火器TB-49钛壳体，推进剂60克 3.堵盖SCM435
4.石墨 5.碳酚醛 6.TB-49 7.点火接线柱
8.闩扣 9.U形密封 10.碳酚醛 11.点火药盒 12.套管SCM435

表3 KM-D飞行发动机的性能参数

性 能 参 数	数 值
喷管初始喉径 (mm)	50.0
喷管初始膨胀比	51.8
发动机比冲(N·s/kg)	2876.3
推进剂比冲(N·s/kg)	2896
平均推力(kN)	17.4
平均压力(MPa)	4.27
燃烧时间 (s)	35.9
工作时间 (s)	38.3

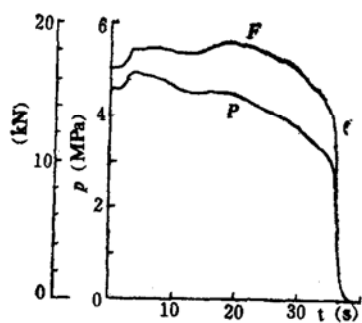


图3 KM-D发动机的试车曲线
(喷管喉径50(最终56)mm, 膨胀比51.8)

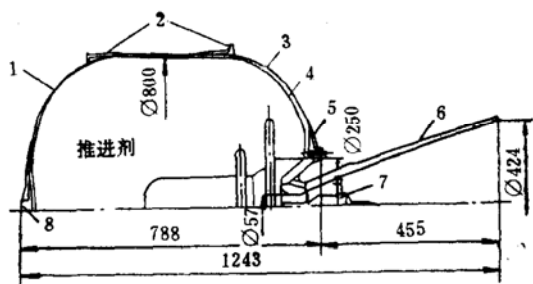


图4 KM-M发动机简图

1.壳体 2.安装环 3.EPDM绝热层 4.应力释放套 5.CFRP后端配合件 6.出口锥 7.点火器 8.CFRP前端配合件

带有法兰盘的安装裙也是用碳纤维/环氧树脂整体缠绕的。两端装配件和安装法兰盘是碳布/环氧树脂制品。

推进剂也是 HTPB 推进剂 (HB-12·17·8)。为达到更高的装填分数,药柱采用具有中心孔和两个径向槽的头部满浇注药型,加压固化。

喷管除了尺寸、形状不同和没有延伸出口锥以外,其余结构特点和使用的材料都与KM-D的喷管一样。出口锥是抛物线型面,出口角 14.6° ,回转角 12° ,膨胀比为55.33。这样的型面可以抑制燃气中粒子的冲刷,并可以获得预期的比冲。

点火也采用了喷喉插入式点火器,其设计与KM-D发动机的相同。

KM-M的总质量为528kg,点火器质量为1.4kg,推进剂质量分数为0.916。在喷管喉径为57mm和膨胀比为55.33的条件下,预测推进剂比冲和发动机比冲分别为 $2889.1\text{N}\cdot\text{s}/\text{kg}$ 和 $2867.5\text{N}\cdot\text{s}/\text{kg}$ 。

KM-D和KM-M两种固体顶级发动机的研制,证明日本在固体火箭技术方面取得了不少新成就。目前日本还在继续进行这一领域的深入研究,所研究的课题有:复合推进剂燃烧的微观机理;Al粉凝块和Al/Al₂O₃熔滴在燃面上和其附近处的动态特性以及喷管烧蚀材料的烧蚀和侵蚀机理等。

航空航天部四院47所 廉茂林