

表 4 中列出了用偏心孔板组测量喷嘴流量的试验结果。每种喷嘴重复10次测量, 六种喷嘴流量的相对均方差都满足 $\sigma G = \frac{3\sigma}{G_{cp}} \leq 0.5\%$ 。

为了确保偏心孔板组测量装置测量结果的正确, 测量装置每次使用前, 先测量标准件(模拟器)的流量来检查测量装置是否发生了变化。例如用测量装置测产品喷嘴流量前, 先测量模拟喷嘴的流量, 并以第一次测得的流量值做为标准。在今后再次使用测量装置前, 再次测取模拟喷嘴流量值, 其变化应小于0.5%。表 5 中列出了模拟喷嘴二次使用前的测量结果, 其最大变化为0.35%。

表 5 用偏心孔板组测量装置测量模拟喷嘴流量的试验结果

模拟喷嘴序号	1 M	2 M	3 M	4 M	5 M	6 M	7 M
模拟喷嘴直径d(毫米)	1.75	2.36	2.2	0.97	1.18	1.16	0.6
偏心孔板组序号	1 A	2 A	3 A	4 A	5 A	6 A	7 A
偏心孔直径d ₀ (毫米)	2.3	1.8	1.75	1.18	0.9	0.85	0.83
喷嘴前压力(公斤/厘米 ²)	13.6	2.5	2.5	15.4	2.5	2.5	2.5
№ 1 测流量(克/升)	86.276	64.962	55.614	25.476	15.457	14.318	12.769
№ 2 测流量(克/升)	85.978	64.824	55.541	25.522	15.433	14.284	12.747
$\delta G = \left \frac{G_1 - G_2}{G_1} \right (\%)$	0.35	0.21	0.13	0.18	0.16	0.24	0.17

经过上述一系列的试验鉴定, 证明用偏心孔板组测量小流量精度能满足0.5%的要求。

※※※※※※※※※※
※ 简讯、动态 ※
※※※※※※※※※※

美空军为小型洲际导弹研制新型助推器

美国空军非常重视洲际导弹的小型化。1984年又提出了一个新的小型洲际导弹研究计划, 着重研究新型助推器和发射系统。接受研究新型助推器的单位有: 航空喷气通用公司、赫克里斯公司、锡奥科耳公司和联合工艺公司等。

1985年7月11日, 在AIAA/SAE/ASME/ASEE举行的第21届联合推进会议上, 固体火箭推进专题组为小型洲际导弹固体推进系统进行了半天秘密级的报告, 宣读六篇有关论文, 内容保密, 题目和作者为:

1. 小型洲际导弹推进系统的设计程序与事务对策
Small ICBM Propulsion Program Planning and Business Strategy
Farnell L.C. (空军弹道导弹局总部)
2. 小型洲际导弹助推器的优化设计
Small ICBM Booster Design Optimization
Vincent E.O. (航空喷气战略推进公司)
3. 小型洲际导弹壳体工艺
Small ICBM Case Technology

Vlahakis N.G. (赫克里斯宇航公司)

4. 小型洲际导弹的液体喷射推力向量控制技术

Liquid Injection Thrust Vector Control(LITVC)Technology for Small ICBM

Kobalter G.F. and Mockenhaupt J.D. (航空喷气战略推进公司)

Yarish E.P. (空军弹道导弹局总部)

5. 小型洲际导弹先进的武器概念

Small ICBM Advanced Ordnance Concepts

Yarish E.P. and Olson B.R. (空军弹道导弹局总部)

6. 先进的计算层析X射线摄影机的研制和在空军小型洲际导弹上的应用

Advanced Computed Tomography Development and Applications to the Air Force Small ICBM

Hodge K.F., Farnell L.C. and Lengenfelder D. (空军弹道导弹局总部)

小型洲际导弹计划在1986年开始研制, 1988年进行飞行试验。导弹的发射系统, 由贝尔航空公司、波音公司、通用动力公司和马丁·马瑞塔公司赢得研究合同。

(戴耀松)

未来航天技术中的化学推进系统

在今后的航天技术中, 动力装置将向着高性能、低成本、多用途、可重复使用的方向发展。综合研究公司最近就航天技术中化学推进系统的发展作了如下的预测。

作为航天飞机主发动机的地球轨道发动机, 高压、分级燃烧的 O_2/H_2 发动机是第一个可重复使用的发动机, 在今后若干年内, 其性能可望得到改善。先进的可重复使用的 $O_2/C-H$ 发动机技术将继续进行研究, 估计在九十年代的中期到后期可投入使用。

采用C-H燃料后, 提高了推进剂的密度, 不仅可增大推力, 而且在很大程度上改善了推进系统的推-重比。C-H燃料体系容易实现压力最佳化和使用高空补偿喷管。但需为先进的 $O_2/C-H$ 发动机研制预燃器、气体发生器和冷却系统。到九十年代中期, 航天飞机主发动机的设计性能将提高10~30%。

固体火箭助推器的性能将从如下两个方面提高: (1)增大膨胀比和调整推力时间曲线; (2)采用长丝缠绕的玻璃钢壳体。增加喷管膨胀比可使额定比冲 I_{sp} 增加24米/秒, 药柱铠装结构的改变, 可在飞行的头50秒内提供较大的推力。采取这些措施, 可望使有效载荷的能力增加1500千克。长丝缠绕玻璃钢壳体正在研制中, 年内即可投入使用。

今后, 液体火箭助推器有取代固体火箭助推器的趋势。若用C-H燃料代替氢, 则可使液体火箭助推器在使用期间的价格比固体火箭降低50%左右。

在轨道转级发动机方面, O_2/H_2 发动机的比冲接近4500米/秒; 若使膨胀比达到200:1, 则比冲可达4750米/秒; 采用先进的640:1膨胀比的膨胀循环 O_2/H_2 发动机, 使比冲增加到4800米/秒是有可能的, 当然这至少要在1990年以后。若要使比冲超过5000米/秒, 就需要改用含氟氧化剂了, 这种改进很可能是2000年以后的事了。对于一般可重复使用的轨道转级飞行器(ROTV), 适当地改进RL-10发动机就可以了。对于载人的轨道转级航天器(MOTV),