

箱) 捆绑二台固体火箭助推器构成, 固体助推器直径 3.7m, 推力 12.9MN, 芯级又称外贮箱, 由两个直径为 8.4m 的大贮箱构成, 液氧箱在前, 液氢箱在后, 三台主发动机安装在轨道器上, 推进剂通过脱落接头由外贮箱输送到主发动机。主发动机单台真空推力 2.3MN, 采用分级燃烧循环, 比推力达到 4463m/s, 是目前世界上已经应用的液体火箭发动机中性能最高的发动机。这种发动机到目前为止累计试车时间已达 25 万秒, 是一种可重复使用 100 次的长寿命发动机。

美国航天飞机运载器的主要参数见表 1, 氢氧发动机参数见表 2。

表1 美、欧、日航天飞机主要性能参数

		美国航天飞机	欧洲阿里安5	日本 H-II
总体参数	起飞质量 (t)	2043	520	285
	最大外径 (m)	23.8	11.8	7.6
	长度 (m)	56.1	40.85	48
	低轨道入轨质量 (t)	96	17	10
固体助推级	总重 (t)	586.5×2	182.6×2	69×2
	装药量 (t)	503.6×2	157.2×2	59×2
	直径 (m)	3.7	3.1	1.8
	长度 (m)	45.5	19	23
	推力 (地面, MN)	13.0×2	~3.5×2	1.57×2
	工作时间 (s)	120~125	117	95
氢氧芯级	总重 (t)	743.3	~135	138
	推进剂加注量 (t)	705.8	120	118
	直径 (m)	8.4	5.4	4
	长度 (m)	47	23	27
	推力 (真空, MN)	2.3×3	0.9	1.18
	工作时间 (s)	520		315

表2 航天飞机氢氧发动机参数

	OME (美国)	HM60 (欧洲)	LE-7 (日本)
真空推力 (MN)	2.277	0.9	1.18
比推力 (m/s)	4463	4463	4404.7
燃室压力 (MPa)	22.06	10.2	4.7
混合比	6	5.1	6
面积比	77.5	110.5	60
工作时间 (s)	520	~500	315
质量 (kg)	3175.2	1300	
重推比 (kg/MN)	1.39	1.44	

欧洲、日本跟踪美国先进技术, 以美国航天飞机为样板, 于 1985 年正式确定了各自的航天飞机方案。他们的方案与美国航天飞机基本相同, 都是氢氧芯级捆绑二个固体火箭助推