

表 2 美国航天飞机反作用系统推力室性能

项 目	主 推 力 室	游 动 推 力 室
推力 (N)	3880	111.2
氧化剂	N_2O_4	N_2O_4
燃烧剂	MMH	MMH
燃烧室压力 (MPa)	1.035	0.731
混合比	1.6	1.6
出口面积比 (非斜面处)	22:1	20.7:1
真空稳态比冲 (m/s)	2756.6	2668.3
真空脉冲比冲 (m/s)	1942.4	2354.4
最长连续工作时间(s)	500	7200
工作寿命 (s)	22,294	95,000
可用寿命 (a)	10	10
台数 (台)	38	6

三、对航天飞机姿态控制发动机方案设想

下面我们对单组元推进剂，单、双组元推进剂，双组元推进剂方案，分别给与讨论。

1. 单组元推进剂方案

采用单组元推进剂系统最主要的优点就是结构简单，可靠性高。美国航天飞机轨道器现在使用的三组共38台主发动机，6台游动发动机全部都是液体双组元推力室，但在研制双组元发动机的同时也成功地研制了一套单组元肼分解式发动机，推力2179.5 N。但是大推力(196 N以上)的单组元发动有很多难以解决的问题：首先，结构重量大为增加，催化剂价格昂贵。要重复使用五十次，研制工作量大。而且发动机性能难以满足要求，单组元发动机的比冲最高也只能达到2354 m/s左右（当面积比100时，胺离解度0.4）。美国为航天飞机研制的2179.5 N推力单组元发动机，虽然在低推力量级下燃烧时间已超过200,000秒（要求100,000秒），但是相应的总冲值却比反作用系统所要求的低。因此，作者认为姿态控制系统不宜采用单组元推进剂方案。

2. 单、双组元推进剂方案

10~50 N推力游动发动机采用单组元推力室，981~1962 N主发动机采用双组元推力室。此方案的特点是：小推力单组元发动机技术成熟，可以节省大量研制经费。单组元发动机推力室温度低，使环境温度的控制比较容易。应用此方案带来的问题是存在两个分系统就使整个姿态控制系统复杂化了，因而降低了系统的可靠性，同时也带来管理上的问题。

3. 双组元推进剂方案

考虑到航天飞机是一种长期、多次重复使用的运载工具，发动机寿命要求很高，因而采用双组元推进剂方案是比较合适的。美国航天飞机反作用控制系统就是一个例证。下面就推进剂组合、推力室头部的选择等作进一步讨论。

(1) 推进剂选择

氧化剂：硝酸-40腐蚀性太大，燃烧室边区液膜冷却不易组织。经验表明硝酸-40不是合

适的氧化剂。而四氧化二氮是一种比较理想的氧化剂，其价格也相当便宜。

燃烧剂：目前双组元发动机通用的燃烧剂是偏二甲肼(UDMH)，在美国大多用一甲肼(MMH)。经研究，我们认为MMH是一种比较好的燃料。为此我们对这两种燃料与 N_2O_4 组合的推进剂作了比较详细的论证。此外，混肼-50也是常用的燃料，但其特性和价格都没有更多的优点，最近日本等国家又在研究烃类燃料，目前还没有用于型号，均不在此讨论。

(2) N_2O_4 /MMH和 N_2O_4 /UDMH方案

四氧化二氮与一甲肼组合的双组元推进剂发动机性能参数见表3。

表3 N_2O_4 /MMH性能参数

项 目	主 发 动 机	游 动 发 动 机
推力(N)	981~1962	10~50
燃烧室压力(kPa)	686.7	981
混合比	1.79	1.79
余氧系数	0.715	0.715
出口面积比	20:1	20:1
理论比冲(m/s)	3168.4	3170.5

由于推力室喷管的形状需根据轨道器的外形变化，因此出口面积比（非斜面处）选得较小。推力室头部是采用常规离心式或直流式喷注器，或是采用层板式喷注器，这会使发动机的比冲相差100m/s以上，具体数据见表4。

表4 常规喷注器头部与层板式喷注器头部的发动机性能比较

项 目	常 规 喷 注 器		层 板 式 喷 注 器	
	主 发 动 机	游 动 发 动 机	主 发 动 机	游 动 发 动 机
燃烧效率	0.94	0.93	0.985	0.985
喷管效率	0.96	0.95	0.96	0.95
实际比冲(m/s)	2859.2	2801.1	2996.1	2966.8

四氧化二氮与偏二甲肼组合的双组元推进剂发动机性能见表5。

表5 N_2O_4 /UDMH发动机性能参数

项 目	主 发 动 机	游 动 发 动 机
推力(N)	981~1962	10~50
燃烧室压力(kPa)	686.7	981
混合比	2.45	2.45
余氧系数	0.8	0.8
面积比	20:1	20:1
理论比冲(m/s)	3136.4	3136.7

(3) 两种方案比较:

UDMH在价格上比MMH便宜,无论在生产上还是在使用上,其毒性都较易防护而MMH理论比冲比UDMH高30m/s以上,且汽化热值高易于组织液膜冷却。MMH具有良好的点火延迟性。若轨道机动级发动机与姿态控制发动机都用MMH,则系统一体化,便于地面和天上的管理。

所以姿态控制系统用MMH作燃料是比较合适的。

四、研制姿态控制发动机的技术难点

从航天飞机的使用寿命和经济成本来看,用于航天飞机的小推力发动机必须是高性能、高可靠性和长寿命的。研制这样的发动机其主要的技术难点是:

1. 层板式喷注器

如果推力室头部采用层板式喷注器,从表4中可以看出,发动机的性能可以大大提高。

2. 活门

可靠性高、寿命长的高性能电磁活门(或电动气活门、电动液压作动活门)是一台先进发动机所必需的。

3. 推进剂管理系统

推进剂管理系统是整个发动机系统中结构重量最重的部分,影响较大。为了减轻整个姿态控制系统的重量,有必要研制表面张力贮箱。现有的贮囊式和膜盒式贮箱,前者不能满足重复使用的要求,后者又太笨重。表面张力贮箱不仅重量轻、造价低且性能好、可靠性高,容易满足重复使用的要求。

4. 声腔技术

为了防止高频不稳定燃烧,提高发动机可靠性,有必要对声腔技术在小推力发动机的使用上作进一步研究。目前小推力发动机对燃烧不稳定尚无预防措施。声腔技术在理论上是比较简单的,但需对声腔开口面积及腔深尺寸的确定进行大量的研究试验。

5. 温度控制

981~1962N推力的发动机燃烧室内的燃气温度高达3059.7℃,10~50N推力的燃烧室内的燃气温度达3090.4℃(MMH/ N_2O_4)。显然推力室的高温必须加以控制。美国航天飞机反作用控制系统的推力室全部包在Dynaflex绝热外套内,外部温度控制在177.8℃以下。由此可见温度控制也是应该重视的问题。

五、结 论

综上所述, N_2O_4 /MMH和 N_2O_4 /UDMH两方案从性能上来看一甲肼方案比较好,但根据计算其费用比偏二甲肼方案约高几百万元左右。从一体化系统来考虑,如果轨道机动发动机选择 N_2O_4 /MMH推进剂,则姿态控制系统也应该采用一甲肼方案。

(本文主要参考资料有AIAA 79-1144及NASA N75-30251)

美国航天飞机固体火箭助推器

张 德 雄

摘 要

固体火箭助推器是航天飞机动力系统的主要组成部分之一，是当今各国在发展航天飞机时所选的通用助推方案。美、日、西欧都已发展了或正在发展航天飞机用的大型固体助推器。本文重点介绍美国航天飞机固体助推器性能及其设计特点。

主题词：1. 航天飞机助推器 2. 固体推进剂：助推火箭

一、前 言

美国航天飞机的研制成功，是八十年代世界航天事业最重大成就之一。自1981年首航成功以来，已进行了25次空间飞行，在人类开发太空的征途中迈出了重要的一步，其影响是广泛而深远的。其他国家如西欧、日本、苏联等国也在加紧研制各自的航天飞机，预料将分别在九十年代进入飞行状态。

助推器是航天飞机动力系统主要组成部分之一。它可以是固体火箭发动机，也可以是液体发动机。七十年代初美国在论证航天飞机方案时就曾提出这两种方案，经过详细的论证比较，固体方案以较强的优势而被中选。主要原因是它可以直接沿用成熟的技术与材料、可靠性高、易于实现回收和重要使用，因而可以降低研制成本和减小计划风险。西欧和日本航天飞机总体方案虽然和美国不同，但它们采用固体助推器的设计思想和美国是完全一致的，助推器结构也和美国十分相似，只是尺寸较小。

二、美国固体助推器总体性能

美国航天飞机固体助推器（简称SRB）直径3.71m，总长45.42m，由头锥、截头体、前裙、后裙、固体火箭发动机五部分构成。固体火箭发动机（简称SRM），是助推器的核心部分，长38.43m。承包商为 Morton Thiokol 公司，1974年开始研制，1978年首次地面试车，1981年首航。十二年来，通过对固体发动机改进，助推器研制已经历了三个阶段，共点火（包括地面试车和飞行）全尺寸发动机62台，除1台失事外，其余全部成功。

1. SRM发展概况

第一阶段称为标准型SRM，实际使用的发动机21台，包括4台地面研制试车，3台地面鉴定试车和航天飞机的前7次飞行(STS-1~7)。

第二阶段称为改进型SRM，在保证发动机可靠性和不改变工装设备前提下，对喷管和药柱限燃层作了修改，使航天飞机运载能力增大1.36t，故又称为高性能发动机(HPM)，共进行2次地面试车，于1983年STS-8任务开始飞行，至今共进行18次飞行，共使用了38台发