

表1 几种推进剂的基本性能参数

项 目 名 称	四氧化二氮	液 氧	偏二甲肼	一 甲 肼	液 氢	煤 油		丙 烷	甲 烷	酒 精
						RP-1	孤 岛 油			
分子式	N_2O_4	O_2	$(CH_3)_2N_2H_2$	CH_3NHNH_2	H_2	$C_{11.66}H_{22.74}$	$C_{12.77}H_{23.92}$	C_3H_8	CH_4	C_2H_5OH
分子量	92.016	32	60.78	46.08	2.016	163	177	44.097	16042	46.068
冰点, $^{\circ}C$	-11.23	-218.41	-57.2	-52.5	-259.21	-40	-48	-187.7	-182.5	-114
沸点, $^{\circ}C$	21.5	-182.99	63.1	87.5	-252.89	145~274	178~280	-42.10	-161	78.5
密度, $20^{\circ}C, g/cm^3$	1.4460	1.14 (沸点)	0.7911	0.8744	0.071 (沸点)	0.805	0.838	0.583 (沸点) 0.727 (-183.15 $^{\circ}C$)	0.424 (沸点)	0.789
粘度, $20^{\circ}C, 10^{-3} \cdot Pa \cdot s$	0.4189	0.196 (沸点)	0.527	0.85	0.014 (沸点)	1.0 (0 $^{\circ}C$)	2.98	0.211 (沸点)	0.0035 (-181.6 $^{\circ}C$)	1.2
饱和蒸汽压, $20^{\circ}C, Pa$	96525.42	2190646.5 (-123.2 $^{\circ}C$)	16065.35	5519.55	225954.75 (-249.6 $^{\circ}C$)	5506.22	4959.59	87139.5	2604052.5 (-100 $^{\circ}C$)	5852.85
表面张力, $20^{\circ}C, 10^{-3} \cdot N/m$	25.61	13.23 (沸点)	24.18	33.92	2.25 (沸点)	—	28.36	15.36 (沸点)	—	22.03 (25 $^{\circ}C$)
比热, $20^{\circ}C, J/(kg \cdot K)$	1515.62	1699.84 (沸点)	2733.98	2930.76 (25 $^{\circ}C$)	2386.48 (沸点)	1967.80	1758.46	2415.78 (沸点)	3433.18 (沸点)	2386.48 (21.1 $^{\circ}C$)
导热率, $20^{\circ}C, W/(m \cdot K)$	0.15341	0.21152 (-180 $^{\circ}C$)	0.15992	0.25150 (29.73 $^{\circ}C$)	—	—	0.10774	0.12227 (沸点)	—	0.16736
汽化热, 沸点, kJ/kg	414.49	213.10 50.9	521.46	807.84	453.43	—	234.67	426.05	510.75	837.36
临界温度, $^{\circ}C$	158.2	-118.38	248.2	312	-240.15	403.3	419.4	96.8	-82.1	243.1
临界压力, MPa	9.8	4.92	5.26	7.9	1.25	2.17	2.29	4.26	4.63	6.19
芳烃含量, %	—	—	—	—	—	<5	<5	—	—	—

2. 几组推进剂的比推力和综合密度比较

推进剂的能量指标是比推力，但是综合密度也相当重要，因为它直接影响到贮箱容积和结构重量。所以推进剂的比推力和综合密度都对飞行器的总体性能具有重要意义。几种推进剂主要组合的地面比推力 I_s 和综合密度 ρ 值列于表2。

表2 几组推进剂的比推力和综合密度比较

氧化剂 性能 燃烧剂	液 氧				四 氧 化 二 氮			
	K ^①	$I_s^{②}, \frac{N \cdot s}{kg}$	$\rho, 10^3 \frac{kg}{m^3}$	$I_s \rho, 10^3 \frac{N \cdot s}{m^3}$	K ^①	$I_s^{②}, \frac{N \cdot s}{kg}$	$\rho, 10^3 \frac{kg}{m^3}$	$I_s \rho, 10^3 \frac{N \cdot s}{m^3}$
偏二甲肼	1.70	3040.06	0.9799	2978.97	2.37	2804.70	1.1608	3255.71
一甲肼	1.50	3049.87	1.0165	3100.18	1.941	2834.12	1.1830	3352.80
液 氢	4.00	3834.40	0.2825	1083.24	11.5	3363.68	0.5660	1903.86
煤油 (RP-1)	2.60	2951.80	1.0219	3016.43	4.3	2706.64	1.2571	4667.97
丙 烷	3.07	3010.64	0.9208 (0.9982 ^③)	2772.24 (3005.25 ^③)				
甲 烷	3.60	3049.87	0.8339	2543.26				
酒 精	2.00	2814.57	0.9928	2794.21				

①——K为重量混合比 ②—— $P_C/P_e = 68/1$ ③——括号内按丙烷在 -183.15°C 时密度值 727kg/m^3 计算

由上表可以看出，如果按照不同推进剂组合的比推力数值由小到大排列，则几组推进剂的顺序是：①四氧化二氮/偏二甲肼②液氧/酒精③四氧化二氮/一甲肼④液氧/煤油⑤液氧/丙烷⑥液氧/丙烷⑦液氧/液氢。液氧/液氢的比推力最高，但综合密度最低。

当增高燃烧室压力时，比推力将随之增高，不同推进剂组合的比推力差别也更明显，但是燃烧室热流加大要求进行更有效的冷却，此时低温或亚低温推进剂以其良好的冷却效果，而为比推力的增高带来有利条件。

3. 几组推进剂的经济性比较

作为大载荷运载工具，航天飞机的推进剂用量相当大，而且每一次飞行中推进剂只能是一次性的消耗品。所以随着航天飞机飞行次数的增多，推进剂的消耗量也就增加。因此，价格低廉是航天飞机推进剂选择的重要指标之一。

假设某航天飞机起飞重量为1020吨，推进剂重量按起飞重量的80%计算，则每发射一次航天飞机，其推进剂使用维护费用列于表3。从表3中可以看出使用四氧化二氮/偏二甲肼是使用液氧/碳氢燃料费用的13.39倍，使用液氧/液氢是使用液氧/碳氢燃料费用的37.4倍。

相对而言，轨道器的推进剂用量是比较少的。尽管如此，上述航天飞机轨道器的机动与反推两个动力系统，使用不同推进剂费用之差别也相当可观(表3)。

由表3可见，轨道器每飞行一次推进剂的使用维护费用：使用四氧化二氮/一甲肼是使用液氧/碳氢燃料的129.42倍，每次飞行要多花89万元。

表3 航天飞机推进剂使用维护费用比较 (按发射一次计)

推 进 剂 组 合		主 发 动 机 用 (万元)	轨 道 器 用 (万元)
四氧化二氮	偏 二 甲 肼	857.69	9.16
	一 甲 肼	—	90.6
液 氧	液 氢	2394.11	—
	煤 油	61.95	—
	丙 烷	64.06	0.70
	甲 烷	64.00	0.70
	酒 精	67.16	0.82

以上计算虽然不很精确,但是可以看出,完成同一任务使用不同推进剂时,所消耗的费用是相当悬殊的。

4. 几种推进剂的毒性和腐蚀性

推进剂的毒性不仅关系到使用维护,而且涉及到大量的后勤、生产工作。随着经济和技术的发展,毒性问题越来越引起人们的关注。

按照化学物质毒性分级标准及对上述推进剂的实验鉴别,几个主要毒性项目比较如下(表4)。

表4 几种推进剂的毒性比较

推 进 剂	最大允许 ^① 浓度 (ppm)	半数致死量 ^② mg/kg	半数致死 ^③ 浓度 (ppm)	毒 性 程 度
一 甲 肼	0.1	34	74	高 毒
偏 二 甲 肼	0.5	134	252	中 等 毒
四 氧 化 二 氮	5.0		170	中 等 毒
煤油(甲烷,丙烷)	500			实际无毒
酒 精	1000			实际无毒
液 氢, 液 氧				基本无害

表4中:①——工作人员长期在此浓度下工作(每日8小时,每周5日)对健康不发生有害影响的最高浓度。

②——一群动物死亡一半的剂量。

③——一群动物吸入4小时以后死亡一半的蒸汽浓度。

从表4可以看出,一甲肼毒性是偏二甲肼毒性的3至5倍,属于高毒性物质;偏二甲肼、四氧化二氮属于中等毒性物质;碳氢燃料实际无毒。

至于对材料的腐蚀性,上述推进剂中四氧化二氮属于强腐蚀性、强氧化性物质,对金属和非金属材料要求都很严格。肼类燃料对金属材料的腐蚀性较弱,但对非金属材料的渗透溶解能力比较强。

三、航天飞机液体推进剂的选择问题

航天飞机推进剂的选择工作是航天飞机方案论证的重要组成部分,并且航天飞机推进剂的选定要先于航天飞机总体方案的确定,只有基本选定推进剂后,才能开展各个系统的工作。航天飞机推进剂的选择标准,应该着重于工作的可靠性和使用的经济性,而且要适当考虑未来技术发展的连续性。

根据上述推进剂性能比较情况和选择标准的考虑,对航天飞机推进剂的选择分析如下。

1. 发射航天飞机用主推进剂

鉴于固体推进剂对环境条件要求太苛刻,而且价格又太贵,所以可以考虑选用液体推进剂。

用于主发动机或助推器的液体推进剂,可以有四氧化二氮/偏二甲肼、液氧/液氢和液氧/碳氢燃料等三种选择。四氧化二氮/偏二甲肼是自燃推进剂,工作可靠、使用技术成熟,但是腐蚀性强、有毒性、价格高,不利于推进系统重复使用和维护保养。液氧/液氢的突出优点是能量高、无毒性,严重缺点是液氢密度太低,贮存温度很低,另外价格太贵。液氧/碳氢燃料的优点是无毒性、无腐蚀性、价格低廉,有些组合的比推力和综合密度都较高,长期大量使用较为合算(苏联的联盟号、东方号都使用液氧/煤油)。使用丙烷比用煤油的比推力高,冷却性能好,燃气干净,而且丙烷与液氧有相匹配的贮存温度(液氧的沸点 -183°C 高于丙烷的冰点 -187.7°C),而且来源很广。使用甲烷比用丙烷的比推力更高,冷却性能好,燃气更干净,来源丰富,只是密度略低。液氧/丙烷(或甲烷)的缺点是尚无成熟的使用经验,需要进行新的技术探索。总之,航天飞机主发动机或助推器用推进剂,从研制周期来看,采用四氧化二氮/偏二甲肼较为便利;从长远大量使用来看,采用液氧/碳氢燃料较为经济。从发展来看,采用丙烷或甲烷较为有利,还可与未来的液氧/碳氢燃料/液氢、双燃料三组元推进剂、高压双膨胀喷管之推进技术联系起来。

2. 轨道飞行器用推进剂

轨道飞行器用推进剂有两种选择,即四氧化二氮/肼类燃料或者是液氧/碳氢燃料。前者是自燃推进剂,有利于多次起动。但是肼类燃料属有毒性物质,价格也贵,四氧化二氮有强腐蚀性,不利于大量使用和推进系统的重复使用。后者的优点是无毒性、无腐蚀性、价格低廉、便于多项使用,缺点是不自燃,缺乏使用经验,在技术上需要进行新的探索。

参 考 文 献

- (1) Martin, J. A., Effect of tripropellant engines on earth-to-orbit vehicle, AIAA-83-1187.
- (2) Rudi Beichel, Technology used in design of next generation of liquid propulsion systems, Proceedings the 14-th international symposium on space technology and science, 1984.
- (3) Orton, G. F. and Mark, T. D., LOX/hydro-Carbon auxiliary propulsion for the space shuttle Orbiter, AIAA-81-1572.
- (4) Martin, J. A., Comparison of advanced hydrocarbon rocket engines for earth-to-orbit vehicles, AIAA-81-1371.
- (5) Orton, G. F. and Mark, T. D., LOX/hydro-Carbon auxiliary propulsion for the space shuttle orbiter, AIAA-82-1155.
- (6) Aerojet Liquid Rocket Company, Combustion performance and heat transfer characterization of LOX/hydro-carbon type propellants, N84-11319.

航天飞机轨道器姿态控制发动机

姜清伟

摘 要

本文着重讨论姿控发动机用四氧化二氮与一甲肼或偏二甲肼组合的推进剂的性能,提出了航天飞机姿态控制系统研制中的技术难点。并对国外航天飞机反作用控制系统作了部分介绍。

主题词: 1.姿态控制,火箭发动机

一、引 言

姿态控制系统是航天飞机轨道器入轨、再入、降落以及发射卫星等不可缺少的动力装置。此外,姿态控制系统还可以为辅助动力系统提供动力源。本文提出了一种航天飞机姿态控制系统的方案设想。着重讨论了技术比较成熟的方案,即四氧化二氮/一甲肼双组元推进剂方案。

二、姿态控制发动机系统

航天飞机姿态控制发动机系统主要由高压气瓶、减压器、推进剂贮箱和推力室组件组成。系统工作原理见图1。美国航天飞机反作用控制系统的气瓶、贮箱和尾部推力室的布置在其它文章中已有介绍,不在此冗述。

本文中提出的航天飞机姿态控制系统方案的性能大体与美国的相同。为了便于了解和对比,对美国航天飞机反作用控制系统推力室的性能作初步介绍,见表1和表2。

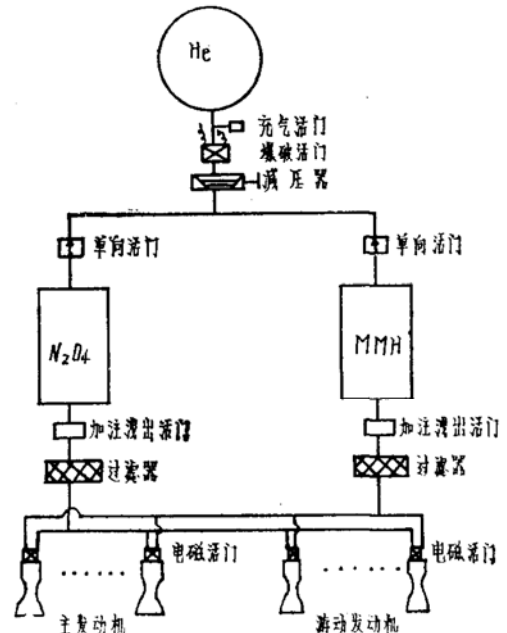


图1 姿态控制系统工作原理简图

表1 本文提出的航天飞机姿态控制方案发动机性能要求

项 目	主 推 力 室	游 动 推 力 室
推力 (N)	981~1962	10~50
比冲 (m/s)	2766	2649
工作方式	连续 + 脉动	连续 + 脉动
每次飞行最多点火次数	700	700
每次飞行最长工作时间(s)	300	1,500
五十次飞行累计工作时间(s)	10,000	65,000
五十次飞行累计工作次数	25,000	25,000