

双组元落压推进系统应用现状及关键技术

杨 俊, 何永英, 连仁志, 杨福树
(上海空间推进研究所, 上海 201112)

摘 要: 综述了国内外双组元落压推进系统的应用现状和技术特点, 结合国内卫星推进系统的技术现状, 分析了双组元落压推进系统混合比控制和大落压比高性能双组元发动机两个关键技术, 提出了需开展氦气溶解特性、混合比变化、发动机偏工况试车等地面试验研究, 为其工程应用提供技术支撑。

关键词: 双组元; 应用现状; 落压推进系统

中图分类号: V434-34 文献标识码: A 文章编号: 1672-9374 (2016) 04-0021-05

Application status and key technology of bipropellant blowdown propulsion systems

YANG Jun, HE Yongying, LIAN Renzhi, YANG Fushu
(Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China)

Abstract: Application status and technology characteristics of the bipropellant blowdown propulsion systems at home and abroad are summarized in this paper. Two key technologies of mixture ratio control of the bipropellant blowdown propulsion systems and high performance bipropellant engine with large blowdown ratio are analyzed in combination with the development status of the satellite propulsion systems in China. The demand for the ground test and investigation of helium absorption characteristics, mixture ratio change and thrust firing under extreme condition is proposed to support the application of bipropellant blowdown propulsion system.

Keywords: bipropellant; application status; blowdown propulsion system

0 引言

目前国内外同步地球卫星普遍采用双组元统一推进系统 (UPS)。UPS 轨控发动机和姿控发动机共用一套挤压供应系统, 在轨控发动机工作期间采用恒压工作模式, 入轨后转入落压模式工

作。这样既可提供足够的入轨冲量, 又可保证在轨控制精度和工作可靠性。由于变轨过程消耗大量推进剂, 在轨落压比很小。

国外不少卫星也采用了独立的大落压比双组元推进系统用于在轨运行, 虽然平均比冲 (累积冲量与消耗量的比值) 低于双组元恒压系统, 但

收稿日期: 2015-10-10; 修回日期: 2016-04-13

作者简介: 杨俊 (1983—), 男, 硕士, 工程师, 研究领域为卫星推进系统

由于省去了高压气路供应系统，推进系统结构简单、可靠性高；此外，卫星从总体布局、热控、GNC等方面也可获得较高的综合效益。因此，对于有较高比冲需求的长寿命高轨卫星，双组元落压推进系统具有较为显著的优势。

本文综合分析了国外双组元落压推进系统应用现状和技术特点，结合国内卫星技术现状，对其工程应用的关键技术进行了阐述。

1 国内外应用现状

1.1 交响乐卫星推进系统

交响乐卫星姿轨控推进系统采用2个互为冗余的双组元落压推进系统。系统原理如图1所示。

姿轨控推进系统以MON-0.3和MMH为推进剂，主要包括4只13.5 L金属膜盒贮箱、7台10 N发动机和若干控制阀。

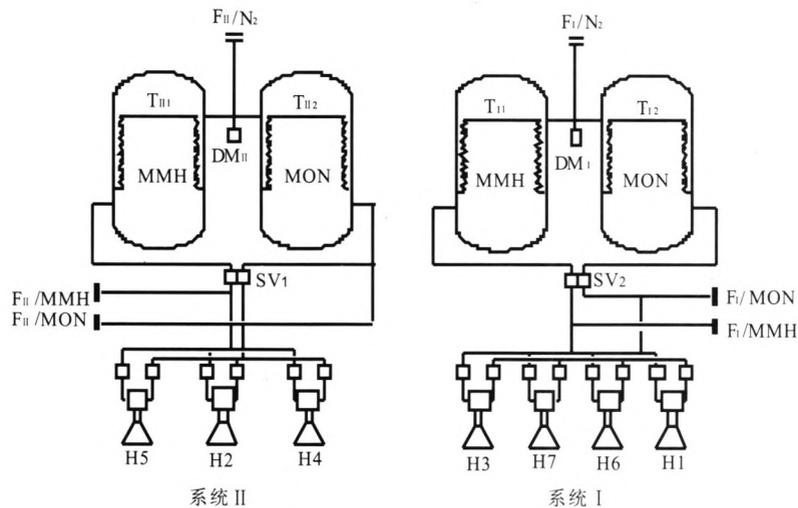


图1 交响乐卫星姿轨控推进系统

Fig. 1 Attitude and orbit control propulsion system for Symphonie satellite

1.2 BUS 1 卫星推进系统

美国90年代研制的BUS 1重载地球同步卫星采用了2套独立的推进系统：地球同步轨道

转移与初入调节时采用系统A恒压推进系统，入轨后采用系统B落压推进系统。2套系统采用4个电爆阀隔离。系统原理如图2所示。

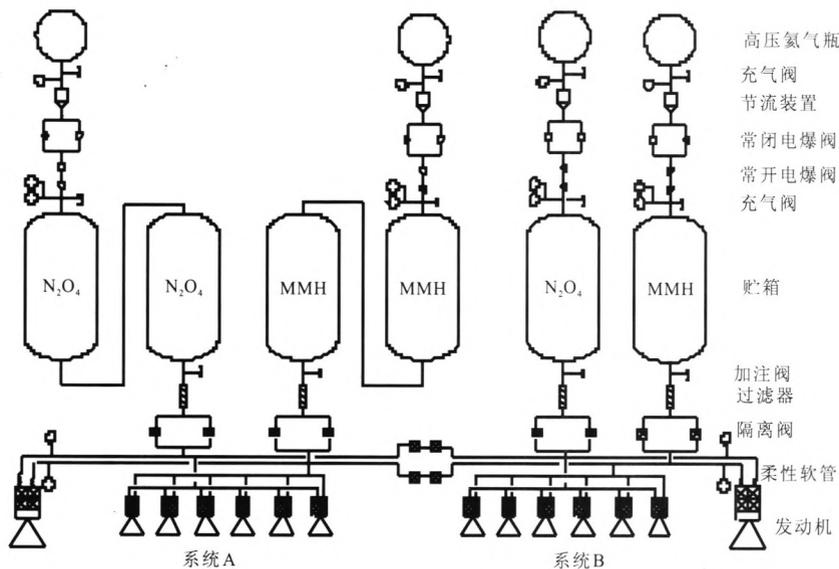


图2 Bus 1 卫星推进系统原理图

Fig. 2 Propulsion system of Bus 1 satellite

系统 B 以 NTO 和 MMH 为推进剂, 主要包括 2 只 934 L 的表面张力贮箱、1 台 890 N (200 lbf) 轨控发动机、6 台 67 N (15l bf) 姿控发动机和若干控制阀。

1.3 日本 ETS-VI 卫星推进系统

日本 90 年代研制的 ETS-VI 工程试验卫星远地点发动机系统 (AKE) 为双模式落压推进系统。系统原理如图 3 所示。

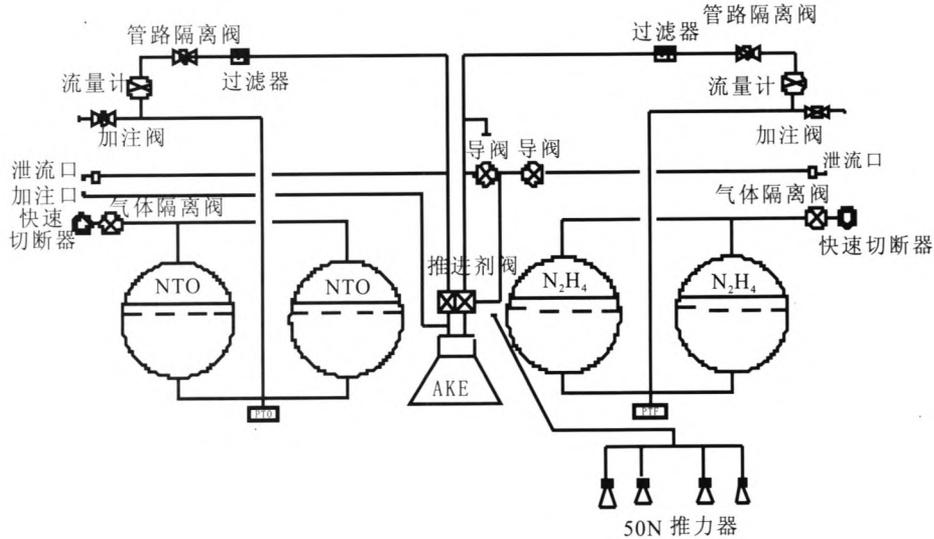


图 3 远地点发动机系统原理图

Fig. 3 Propulsion system of apogee engine

AKE 系统以 N_2H_4 和 NTO 为推进剂, 主要包括 2 只 492 L 氧化剂贮箱、2 只 731 L 无水肼贮箱、1 台 2 000 N 发动机、4 台 50 N 肼分解发动机和若干控制阀。

1.4 国外双组元落压推进系统技术特点

国外 3 种双组元落压推进系统主要参数对比见表 1。

表 1 国外双组元落压推进系统主要参数对比

Tab. 1 Main parameters of bipropellant blowdown propulsion system

推进系统	贮箱	落压比	混合比	比冲/s	
				轨控发动机	姿控发动机
交响乐	金属膜盒	1.8:1	1.67~1.60	-	294~281
BUS 1	表面张力	2.5:1	-	305~298	287~279
ETS-VI	表面张力	2:1	0.954~0.934	323~318	215

综合国外应用情况来看, 双组元落压推进系统技术特点如下:

- 1) 合理的落压比。一般不大于 3:1, 特殊情况下, 可采取补气增压以避免系统落压比过大。如 BUS 1 卫星采用了一次增压策略。
- 2) 表面张力贮箱的广泛应用。相比隔膜式贮箱, 表面张力贮箱无活动部件, 质量轻, 可靠性高, 在卫星推进系统得到广泛应用。
- 3) 较小的混合比变化。控制混合比有利于系统发动机可靠工作, 减少推进剂不可用量。
- 4) 适应大落压范围的高性能双组元发动机。

1.5 国内研究现状

目前, 我国高轨卫星普遍采用双组元统一推进系统, 在轨落压比很小, 一般不超过 1.3:1。国内尚未开展大落压比双组元推进系统技术研究和工程应用, 与国外差距很大。

2 关键技术

综合国外双组元落压推进系统的技术特点和国内高轨卫星发展现状, 针对使用表面张力贮箱

的双组元落压推进系统对系统混合比控制和大落压比高性能双组元发动机两大关键技术进行阐述。

2.1 系统混合比控制技术

系统混合比直接影响发动机的工作可靠性,平均混合比(累计氧化剂消耗量与燃料的比值)影响推进剂的可用量,从而对卫星寿命产生较大影响。

2.1.1 混合比影响因素

假设双组元落压推进系统工作过程为等温过程,不考虑流动气蚀和温度变化,根据贮箱气垫增压气体等温膨胀和流量公式可知,系统混合比与贮箱初始气垫状态(压力、容积)、流阻特性、发动机点火特性、饱和蒸汽压等因素相关。

2.1.2 混合比变化规律

落压过程中贮箱压力、发动机推力、流量逐渐降低,而混合比变化则受到上述多种因素的影响。主要影响因素分析如下:

1) 初始气垫状态

初始气垫状态包括初始压力和容积。初始气垫状态直接影响初始混合比及后续混合比的变化。如不考虑其他因素的影响,初始气垫状态对混合比的影响见表2。可以看出,当气垫容积相同时,初始混合比由气垫压力确定。当气垫压力相同时,初始混合比始终为1.65。混合比变化趋势由初始气垫压力或容积决定。

表2 初始气垫状态对混合比的影响

Tab. 2 Influence of initial gas cushion status on mixture ratio

初始压力	初始容积	初始混合比	变化趋势
$p_0 < p_t$	$V_0 = V_t$	<1.65	变大
$p_0 > p_t$	$V_0 = V_t$	>1.65	变小
$p_0 = p_t$	$V_0 = V_t$	1.65	变大
$p_0 = p_t$	$V_0 = V_t$	1.65	变小

对于表面张力贮箱,增压氦气在推进剂中的

溶解会导致压力损失,从而改变贮箱初始压力。

对于常规的 NTO/MMH 推进剂,氦气溶解有如下规律:

a) 氦气溶解度与温度和压力相关,且随其增加而增大;

b) 在相同的条件下,氦气在 NTO 中溶解度明显大于 MMH,一般为其 4~5 倍;

c) 氦气压力随时间呈指数函数分布,即溶解初期压力迅速下降,随后速率逐渐降低并趋于平衡压力。

一般来说,从地面加注、增压到发动机工作前,贮箱内氦气已得到充分的溶解。因此应重点评估氦气溶解对初始气垫压力的影响,从而采取压力控制策略,控制系统混合比。

2) 流阻特性

系统流阻特性系数直接影响推进剂流量和混合比。不考虑其他影响因素,并假设贮箱气垫压力始终相同,则相关计算表明随着流量的降低,混合比(正比于流阻特性系数之比)逐渐变大或变小。

3) 饱和蒸汽压

相同温度下,氧化剂的饱和蒸汽压远大于燃料的。这里忽略燃料的饱和蒸汽压,且不考虑系统流阻特性变化。假定贮箱初始气垫状态相同,则相关计算表明随着推进剂的累积消耗,混合比(混合比与气垫压力比正相关)逐渐增大,但增加速率逐渐降低。

4) 气垫压力调节

由于表面张力贮箱气路隔离进行独立落压,在落压过程中气垫压力对非等体积消耗有抑制作用,即混合比总会向减弱其变化趋势的方向变化,调节强弱与气垫压力变化相关(即推进剂流量与气垫容积),气垫压力变化越大,抑制作用越明显。显然,在落压初期,气垫压力调节能力最强;在落压末期,由于流量变小和气垫容积增大,这种调节影响几乎可以忽略。

表3给出了不同因素对混合比的影响。可以看出,不同影响因素效果各不相同,且相互影响。因此,混合比变化由各影响因素综合决定。

表 3 混合比影响因素

Tab. 3 Influence factors of mixture ratio

影响因素	作用	阶段
初始气垫状态	混合比变大或变小	全程
饱和蒸汽压	混合比增加, 但增加速率变小	初期弱, 末期强
流阻特性	混合比变大或变小	全程
气垫压力调节	减小混合比变化速率	初期强, 末期弱

表 4 贮箱温控效果

Tab. 4 Effect of tank temperature control

推进剂	气垫容积/L	调前压力/MPa	调前温度/°C	调后温度/°C	调后压力/MPa
NTO	35	2.2	20	25	2.29
NTO	50	1.5	20	25	1.56
MMH	35	2.2	20	25	2.26
MMH	50	1.5	20	25	1.54

2.1.3 混合比控制技术

从混合比影响因素可看出, 仅有气垫状态可以实现主动控制。采用 MMN/NTO 推进剂的双组元落压推进系统一般采取等体积加注, 气垫初始容积相同。混合比控制重点在于气垫压力。气垫压力的改变可以通过以下 3 个途径实现:

1) 改变贮箱初始气垫压力。该方法通过地面加注时增压实现, 但初始压力设置必须基于准确的氦气溶解特性、混合比变化规律等试验结果, 以确保混合比变化在合理范围内。

2) 根据在轨压力监测和推进剂剩余量估算, 通过贮箱主动温控改变贮箱温度, 从而改变气垫压力。温度升高, 气垫压力增大。表 4 给出了不同初始气垫状态下的 100 L 贮箱的温控效果对比。可以看出, 相同的增温幅度, NTO 贮箱压力变化较 MMH 贮箱大, 且调节效果随着气垫容积增大和压力降低而减弱。由于贮箱加热能力和精度的限制, 且推进剂剩余量估算误差较大, 该方法很难实现精确控制。

3) 基于准确的剩余量测量 (如 PGS 测量), 通过补气支路对贮箱进行增压, 从而改变气垫压力, 精确控制混合比。但该方法需增加额外的气瓶、阀门、高精度传感器等组件, 增加了系统复杂性。

综上所述, 采取地面压力控制策略改变贮箱初始压力最为简便, 在轨温控策略可作为辅助手段, 不建议使用在轨补气策略。

2.2 大落压比高性能双组元发动机技术

由于双组元落压推进系统在较宽的压力范围内工作, 因此发动机的工况适应性和工作性能显得尤为重要。

2.2.1 落压工况适应性

落压工况适应性指发动机在系统落压范围内、不同混合比下工作的能力。从发动机设计裕度来看, 发动机具有一定的偏工况工作能力, 但由于发动机入口压力和混合比变化范围大, 可能在高工况时因温度过高, 材料耐热裕度不足导致可靠性下降。在低工况时头部流阻偏低, 可能会与供给系统产生低频共振, 此外低流阻引起的雾化程度不足也可能导致推力输出不稳定。这些均需要通过地面试车来研究解决。

研究落压工况适应性还需考虑氦气溶解对发动机工作的影响。溶解氦气的推进剂在进入低压区 (如节流) 或低温区域时会析出氦气并汇集成气泡, 有可能出现气蚀或发动机振荡燃烧。从国外应用情况来看, 发动机未出现异常点火情况。此外, 1964 年美国 R-4D 发动机采用氦气饱和的 NTO/MMH 推进剂试车的结果也表明, 溶解氦气对发动机工作没有影响。

2.2.2 落压工况性能

发动机落压工况性能主要包括推力、比冲和温度。在额定混合比下, 发动机推力、比冲、温度均随系统工作压力降低而降低。

平均比冲反映了双组元落压推进系统的综合比冲效能, 其定义为累积冲量与推进剂消耗量的比值。

(下转第 57 页)

参考文献:

- [1] 杜飞平, 谭永华, 陈建华. 航天器子结构模态综合法研究现状及进展[J]. 火箭推进, 2010, 36(3): 39-45.
DU Feiping, TAN Yonghua, CHEN Jianhua. Status and progress on substructural modal synthesis techniques for space vehicles[J]. Journal of rocket propulsion, 2010, 36(3): 39-45.
- [2] 钱令希. 工程结构优化设计[M]. 北京: 水利电子出版社, 1983.
- [3] 李锋, 袁军社. BP 神经网络在结构边界参数识别中的应用[J]. 火箭推进, 2009, 35(4): 30-33.
LI Feng, YAN Junshe. Application of BP neural network in characteristics identification of frame structure [J]. Journal of rocket propulsion, 2009, 35(4): 30-33.
- [4] 费庆国, 李爱群, 张令弥. 基于神经网络的非线性结构有限元模型修正研究[J]. 宇航学报, 2005, 26(3): 267-270.
- [5] 韩力群. 人工神经网络理论、设计及应用[M]. 2 版. 北京: 化学工业出版社, 2007.
- [6] 赵选民. 实验设计方法[M]. 北京: 科学出版社, 2010.

(编辑: 王建喜)

(上接第 25 页)

一般来说, 由于发动机工作压力的限制, 系统落压比不会很大, 因此, 发动机的平均比冲不会出现大幅降低。

提高平均比冲的途径主要有两方面, 一是改进发动机的设计, 提高发动机的额定比冲。二是提高系统初始工作压力, 这对系统组件的承压能力和发动机的高工况适应性提出了更高的要求。

3 结束语

双组元落压推进系统具有结构简单、可靠性高、较高比冲等特点, 在高轨卫星具有较好的应用前景。双组元落压推进系统需解决混合比控制和大落压比高性能双组元发动机两大关键技术。为此, 需开展氦气溶解特性、混合比控制、发动机偏工况试车等地面试验研究, 为其工程应用提供坚实的技术支撑。

参考文献:

- [1] 王维, 刘涛, 陈杰. 双元统一推进系统混合比调节技术研究[J]. 上海航天, 2013, 30(2): 51.

- [2] 张学和, 王慧珠. 国外地球同步卫星推进系统研制现状及改进[J]. 上海航天, 1997 (2): 47-49.
- [3] HEARN H C. Design and development of a large bipropellant blowdown propulsion system: AIAA 93-2118 [R]. USA: AIAA, 1993.
- [4] LIHARA S, MIYAJIMA H. Hydrazine/NTO liquid apogee engine for the ETS-VI: AIAA 87-1936 [R]. USA: AIAA, 1987.
- [5] William Dewey Willis. The SDO Propulsion Subsystem: AIAA 2012-4329[R]. USA: AIAA, 2012.
- [6] 李亚裕. 液体推进剂[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2011.
- [7] JOKELA K, VALENCIA F, BEL I, et al. Dynamic solubility of pressurized helium gas in liquid propellant in closed storage tanks: ESA SP-555[R]. [S.l.]: ESA, 2004.
- [8] 宋涛, 梁军强, 魏延明. 结合多种剩余推进剂测量方法的应用研究[J]. 空间控制技术与应用, 2012, 38(1): 59.
- [9] 牛豪斯, 富特. R-4D 发动机[M]. 北京: 航天部七〇七所, 1984.

(编辑: 陈红霞)