

低温推进剂集成管理技术的发展与启示

侍野¹, 唐一华², 刘畅¹, 肖立明¹, 安雪岩²

- (1. 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076;
2. 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076)

摘要: 低温推进剂集成管理技术 (IVF) 是实现上面级等航天器长期在轨的新技术思路。通过将液氢液氧长期在轨产生的蒸汽与内燃机技术结合, 实现贮箱增压、排气、姿控、沉底、发电功能一体化, 减小航天器系统质量, 增强任务灵活性。回顾了 IVF 模块设计的发展过程, 探讨了 IVF 的技术优势, 与燃料电池技术、蒸发量控制技术对比分析了 IVF 技术的使用范围及不足, 提出了研究气氢氧内燃机技术、IVF 模块方案设计、系统仿真等关键技术的建议, 并展望了其应用前景。

关键词: 低温推进剂; 集成管理技术; 长期在轨; 内燃机

中图分类号: V475

文献标志码: A

文章编号: 2096-4080 (2019) 02-0054-08

Development and Revelation of Integrated Vehicle Fluids

SHI Ye¹, TANG Yihua², LIU Chang¹, XIAO Liming¹, AN Xueyan²

- (1. Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China;
2. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: Integrated Vehicle Fluids (IVF) provides a novel way for long-duration space missions using spacecrafts such as upper stages by burning propellant vapor from LH₂/LO₂ tank in a internal combustion engine, which can integrate tank pressurization/vent, attitude control, vehicle propellant settling, and power generation functions into a single system, reduce the mass of spacecraft system and increase mission flexibility. This article reviews the development of IVF module design, discusses the advantages of IVF, analyzes its application scope and deficiency by comparing it to fuel cell technology and propellant transpiration control technology, puts forward some suggestions of reseaching key technologies such as H₂/O₂ internal combustion engine technology, IVF module design and system simulation, and prospects its application foreground.

Key words: Cryogenic propellant; Integrated vehicle fluids; Long-duration space mission; Internal combustion engine

0 引言

液氢液氧推进剂组合凭借高比冲、无毒无污染、燃烧产物环境友好等优势在运载火箭末级模块及上面级等航天运输系统中倍受青睐^[1], 是未

来执行载人登月、深空探测等长期在轨任务的首选推进剂。

长期在轨任务中使用液氢液氧推进剂之前, 必须解决以下问题: 1) 推进剂蒸发量控制问题, 即推进剂贮存问题。低温推进剂 (特别是液氢)

收稿日期: 2018-12-29; **修订日期:** 2019-02-19

基金项目: 中国运载火箭技术研究院创新基金项目

作者简介: 侍野 (1997-), 男, 研究生在读, 主要研究方向为运载火箭动力系统总体设计。

E-mail: shiye_calt@163.com

沸点低, 长期受热蒸发, 使气枕压力升高, 为防止贮箱结构破坏, 需打开贮箱泄压阀排气降压, 排出部分推进剂蒸汽, 造成推进剂浪费^[2]。2) 推进剂管理问题。多次变轨任务中主发动机需多次起动, 而推进剂长期处于微重力或零重力环境^[3], 在主发动机再次起动前需将推进剂沉底, 保证推进剂出流不夹气。3) 供电问题。航天器在轨需维持通信、设备温度控制等操作, 要求电源系统保证长期供电需求。

目前, 为控制推进剂蒸发量, 可采用如下技术: 1) 被动热防护技术, 减少进入贮箱的热量, 如多层隔热材料 (Multilayer Insulator, MLI)^[4] 和蒸汽冷却屏技术 (Vapor Cooled Shields, VCS)^[5]; 2) 主动制冷技术, 降低推进剂温度, 有望实现零蒸发量损耗 (Zero Boil-off, ZBO)^[6]。为实现推进剂管理, 可采用连续推力沉底、间歇推力沉底、推进剂管理装置 (Propellant Management Device, PMD) 等技术, 使气液分离。为满足供电需求, 可采用太阳能帆板和燃料电池技术。上述技术都是在原系统基础上改进, 增加了系统质量, 且功能独立、单一。

美国联合发射联盟 (United Launch Alliance, ULA) 的 Zegler^[7] 在 2011 年提出低温推进剂集成管理 (Integrated Vehicle Fluids, IVF) 技术的概念, 提供了另一种低温推进剂贮存、使用的思路: 利用液氢液氧长期在轨产生的蒸汽与内燃机技术结合, 集成为 IVF 模块, 安装于贮箱底部。如图 1 所示, 可实现贮箱增压、排气、姿控、沉底、发电等功能, 增强航天器任务适应性, 减少系统质量。目前, IVF 技术研究在国内刚起步, 有望进一步提高火箭动力系统性能, 提升我国新一代火箭运载能力与航天器长期在轨能力, 具有一定研究价值。

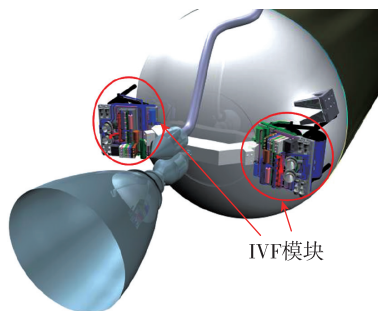


图 1 半人马座贮箱底部 IVF 模块示意图^[7]
Fig. 1 IVF modules on Centaur aft bulkhead^[7]

本文在梳理 IVF 技术从概念提出到后续设计演变过程的基础上, 探讨了 IVF 的技术优势, 与其他技术进行了对比分析, 总结了关键技术, 提出了发展建议, 并对其应用前景进行了展望。

1 IVF 概念提出及演变过程

IVF 技术集成了传统动力系统中氦气增压系统、艏姿控系统和电源系统的功能, 采用 IVF 技术后整个系统只含液氢液氧推进剂, 不含氦气和肼推进剂, 实现了推进剂的集成管理。

1.1 概念的提出

2011 年, ULA 提出了最初的 IVF 模块设计方案, 如图 2 所示, 主要组件是低温活塞泵、换热器、气氢气氧内燃机、气氢气氧推力器和氢氧气瓶, 主发动机和贮箱不属于 IVF 模块。相比于图 3 半人马座上面级氢氧动力系统, IVF 模块有着截然不同的工作原理: 利用活塞泵和换热器提高所取推进剂的压力和温度, 满足贮箱增压需求, 可代替氦气增压系统; 利用氢氧内燃机燃烧气氢气氧, 输出轴功带动发电机发电, 可代替原电源系统; 利用氢氧推力器与内燃机燃气产生沉底力和姿控力, 可代替艏姿控系统。

与动力系统的状态对应, IVF 模块有以下 3 种工作模式:

1) 主发动机起动和工作阶段, IVF 模块主要对贮箱增压, 保证其结构强度和主发动机泵入口压力要求。此时从贮箱抽取液氢液氧, 分别经活塞泵增压, 再经换热器加热汽化, 贮存到气瓶中, 随后分别供应姿控推力器和贮箱增压控制器, 实现姿控和增压功能。其中, 活塞泵由电池的电能驱动, 也可由内燃机轴功驱动; 换热器的热来自冷却剂对内燃机和沉底推力器的换热, 也可由液氢液氧直接对内燃机和推力器换热; 内燃机燃烧从气枕抽出的气氢和气瓶的气氧, 产生轴功带动发电机给电池充电。

2) 主发动机关机阶段, IVF 模块主要降低气枕压力, 此时由沉底推力器或内燃机消耗气枕中的气氢气氧。

3) 滑行段 IVF 模块主要利用推进剂蒸汽发电。由于液氧推进剂蒸发量不大, 此时内燃机燃烧从气枕抽出的气氢和气瓶的气氧, 输出轴功带动发电机给电池充电, 内燃机燃气还能产生一定

的沉底力。同时，沉底推力器燃烧从气枕抽出的气氢和经过贮箱增压控制器的气氧，也能产生一定的沉底力。如果需要零重力条件，IVF 模块可完全关闭，仅由电池供电，满足系统能量需求。

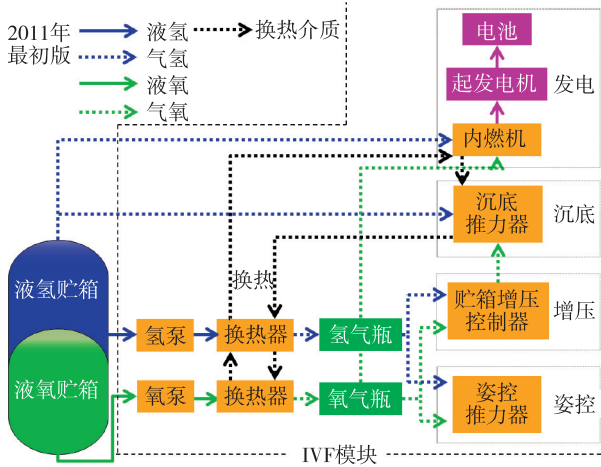


图 2 IVF 模块工作原理图 (2011 年)

Fig. 2 Principle of IVF module (2011)

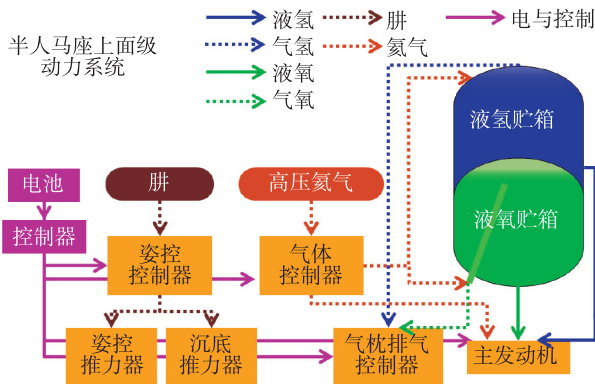


图 3 半人马座上面级动力系统示意图^[7]

Fig. 3 Propulsion system of Centaur upper stage^[7]

1.2 IVF 设计改进

IVF 模块经历了 3 次设计改进，但其工作原理与工作模式基本不变，仍能实现贮箱增压、排气、姿控、沉底、发电功能，仅是泵、换热器、内燃机、推力器等组件的位置和入口条件发生了变化。

2012 年，ULA 对 IVF 模块进行了改进设计^[8]，如图 4 所示，与最初的设计基本一致。主要的区别在于：

1) 滑行段泵主要将气枕的气氢气氧压缩至气瓶内。在对贮箱快速加压或需要较大沉底力的泵高负载阶段，可引入部分液氢液氧维持气瓶压力；

2) 沉底推力器可燃烧内燃机富氢燃气，提高推力器燃烧室压力，以便在主发动机启动前和关机后一段时间内产生最大的沉底力；

3) 内燃机可引入部分液氢，增大汽缸内氢的密度，以便在主发动机启动时，活塞泵电能需求和换热器换热需求都较大的阶段，产生更多能量；

4) 改进后换热器只经沉底推力器的冷却夹套换热，内燃机的换热由进入内燃机燃烧的气氢气氧完成。

相比于最初设计，改进后优点在于：1) 充分利用气枕里蒸发的气氢气氧，仅在内燃机和泵高负载需求时引入液氢液氧，减少推进剂浪费；2) 将内燃机的富氢燃气送入沉底推力器燃烧，充分利用燃气的内能，还能产生更大的沉底力。

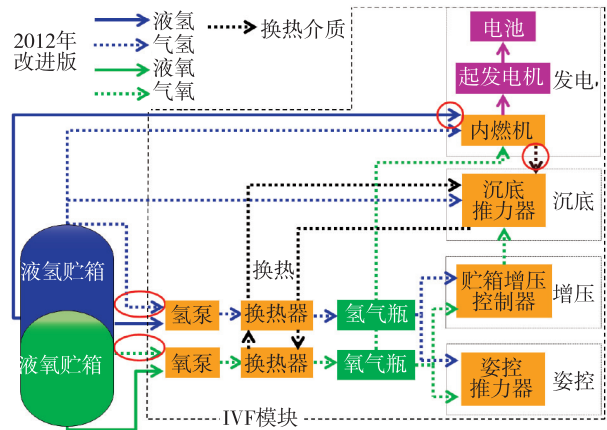


图 4 IVF 模块工作原理图 (2012 年 (1))

Fig. 4 Principle of the IVF module (2012 (1))

同年，ULA 再次对 IVF 模块进行了调整^[9]，相比之前方案进行了较大的改进，如图 5 所示。主要的区别在于：

1) 换热器与泵的位置顺序互换，同时换热器主要与内燃机换热，不与推力器换热；

2) 移除了气瓶；

3) 姿控的摇摆推力器燃烧气枕的气氢气氧，而非之前方案中气瓶的气氢气氧；

4) 内燃机集成了发电和沉底的功能，移除了沉底推力器，沉底推力由内燃机燃气产生；

5) 从氢泵出口抽出部分增压后的气氢送入内燃机燃烧，可以增大内燃机的功率。

和调整前一样，在泵高负载需求下，需要抽取部分液氢液氧用于贮箱增压。

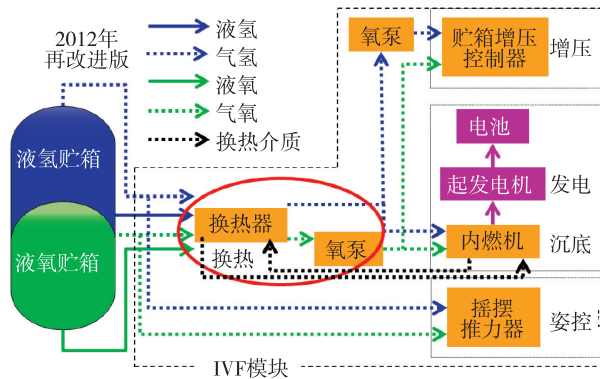


图 5 IVF 模块工作原理图 (2012 年 (2))

Fig. 5 Principle of the IVF module (2012 (2))

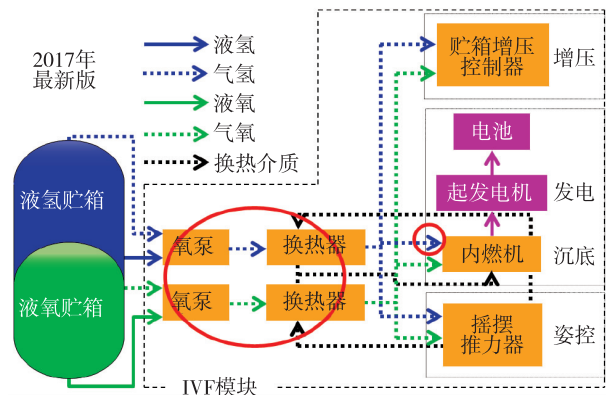


图 6 IVF 模块工作原理图 (2017 年)

Fig. 6 Principle of the IVF module (2017)

设计方案调整后的优点在于：1) 移除了沉底推力器，仅由内燃机燃气产生沉底力，整个系统更为简洁；2) 贮箱增压需要较高压力的气氢，内燃机大部分时间内只消耗从气枕抽出的气氢，而氢氧一直需要加热，将换热器与泵顺序互换，可以简化 IVF 模块结构，减少管路数量；3) 通过引入摇摆推力器，减少了姿控发动机的数量。

方案调整后也存在明显缺点：1) 移除气瓶后，整个 IVF 模块只能消耗气氢气氧，不能贮存起来备用；2) 必须将推进剂的蒸发量与任务需求严格匹配，增大了设计的难度。

2017 年，马歇尔太空飞行中心 (MSFC) 的 LeClair 等^[10]提出了最新的 IVF 模块设计方案，如图 6 所示，考虑到 MSFC 负责 IVF 模块的试验工作，该方案应更近于工程应用的状态。最新方案的变化主要体现在：

- 1) 换热器再次调整至泵后；
- 2) 供应内燃机的气氢是经过泵和换热器后的气氢，而非此前从气枕抽出的气氢；
- 3) 供应摇摆推力器的气氢气氧不再是气枕的气氢气氧，温度、压力更高，与最初版本类似。

和更改前相比，最新方案优点在于：1) 内燃机入口气氢压力更高，增大了内燃机功率；2) 摇摆推力器燃烧温度、压力更高的气氢气氧，提高了推力器性能。

综上所述，IVF 模块逐渐以利用气枕中气氢气氧为主，减少了液氢液氧推进剂的消耗；提高内燃机入口氢的压力和温度，提升了内燃机性能；利用内燃机燃气产生沉底力，移除了专用的沉底推力器；使用摇摆推力器，减少了姿控推力器数量。

目前 IVF 技术尚处于探索阶段，后续还会根据工程实际不断调整。

2 IVF 技术优势

结合前文对 IVF 模块工作原理及工作模式的分析，IVF 理论上具有以下优势：

1) 回收利用受热蒸发的氢氧推进剂蒸汽，减少推进剂浪费。

以半人马座上面级为例，贮箱内氢日蒸发率为 1%~2%，若进入滑行段时液氢总质量为 1.4t，6h 后氢损失 3.5kg~7kg，在轨时间越长损失越多。使用 IVF 模块后，这部分损失的氢可用于发电，也可贮存起来再次利用。

2) 任务适应性强，不仅能适应任务需求变化，还能完成之前无法完成的任务。

以半人马座上面级肼姿控系统为例，在设计参数下，该系统可提供约 350kN·s 的总冲量。若增加 10% 的总冲，就需重新设计部分单机设备；若总冲增加一倍，则需重新设计整个动力系统。而 IVF 模块由于消耗贮箱内氢氧推进剂进行姿控，比冲更高，且不受肼推进剂质量限制，姿控能力更强，能提供更高的姿控总冲量。

目前半人马座上面级的电源系统可提供在轨 6h 所需电能，氢气增压系统可满足主发动机 2 次点火的气氢增压要求。对于在轨时间更长、主发动机启动次数更多的任务，只能增加电池和氢气的质量，导致运载能力下降。而使用 IVF 模块后，理论上能将主发动机点火能力从 2 次提高到 10 次以上，将在轨工作时间从 6h 提高到数天、数月^[11]，如图 7 所示，极大地拓宽了上面级的任务范围，提升了任务能力。

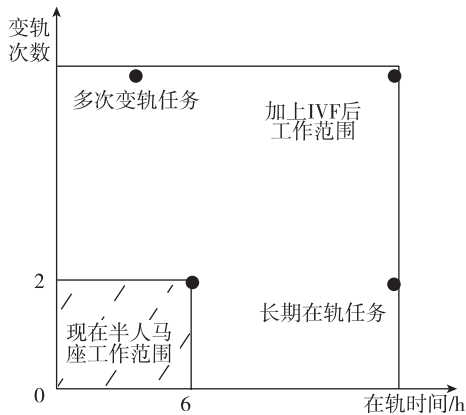


图7 IVF对航天器任务适应性影响示意图

Fig. 7 The advantage of IVF on mission flexibility

3) 减小系统质量, 提升运载能力。

移除原电源系统、氦气增压系统和肼姿控系统后, 整个动力系统更为轻便。表1给出了一定规模、一定加注量下的航天器安装IVF模块前后动力系统质量变化的估算结果, 整个系统质量减少了500kg, 若动力系统性能不变, 则载荷可增加500kg, 显著提升了航天器的运载能力。以半人马座上面级为例, 安装IVF模块后系统的干重可减少5%~10%, 加上氦气、肼推进剂等质量, 整个系统质量可减少1t以上。

表1 安装IVF模块前后动力系统质量变化
Tab. 1 Comparison of system mass with and without IVF module

组件	安装IVF模块后质量/kg	传统动力系统质量/kg
增压输送系统		
氧箱冷氮增压	0	140
氢箱自生增压	0	20
输送系统	60	60
肼姿控发动机系统		
姿控发动机贮箱、气瓶、肼推进剂及氦气等	0	400
姿控发动机	50	50
电源系统(长期在轨考虑太阳能帆板)		
太阳能帆板	0	80
IVF模块(160kg)		
氢氧内燃机	50	0
管路阀门	50	0
气瓶	20	0
增压泵	20	0
电池等	20	20
总计: IVF方案减少500kg		
总质量	270kg	770kg

4) 减少推进剂安全余量。

使用IVF模块后, 整个动力系统仅使用液氢液氧推进剂, 无需氦气和肼, 避免了肼姿控系统、氦气增压系统、主动力系统各自留有推进剂余量, 还能利用推进剂余量完成轨道钝化等操作。

5) 提供连续沉底力, 减少推进剂吸热。

通过小推力连续沉底, 使推进剂聚集在贮箱底部, 减少了液体推进剂与贮箱的接触面积。以半人马座上面级为例, 采用连续推力沉底可减少50%~70%的热交换。

6) 降低加工、装配、测试难度, 降低航天器成本。

内燃机等组件都是成熟的工业设计产品, 降低了动力系统的成本和设计难度。IVF模块化设计方便整个模块在安装前测试, 且几乎所有的IVF测试能在常压下进行, 减小了测试成本和难度。

7) 使用灵活, 提高系统强壮性。

内燃机可随时停机, IVF模块可随时关闭, 使用灵活。安装2个IVF模块, 互为备份, 可提高系统的可靠性。

3 IVF与其他技术对比

IVF模块回收利用蒸发的液氢推进剂, 采用内燃机将化学能转化为电能。获得电能的方式除内燃机外, 也可用氢氧燃料电池, 同样能提供长期在轨所需电能。此外, 将气氢引入内燃机与减少液氢的蒸发相比, 后者同样可提高航天器的性能。因此, 在应用IVF技术之前, 需将采用IVF技术与采用燃料电池技术、蒸发量控制技术进行对比, 分析IVF技术的使用范围及存在的不足。

3.1 与燃料电池技术对比

内燃机发电效率低于燃料电池技术。燃料电池通过氢气氧气发生电化学反应将化学能转化为电能, 其能量转换效率可达50%以上, 而内燃机通过燃气膨胀做功驱动发电机发电, 将燃气热能转化为机械能后再转化为电能, 其热功转换效率受卡诺循环效率制约, 加上机械能转化为电能的损失, 总能量转化效率约为30%~40%。同时, 燃料电池技术比氢氧内燃机技术更为成熟, 研制难度较小。

不过燃料电池技术缺点在于: 1) 仍需氦气增压系统等组件, 考虑到燃料电池与内燃机质量功率密度相近, 若燃料电池与IVF模块质量相等,

则整个系统增加 160kg；2) 燃料电池工作需要一定初温，需提前预热，不能如内燃机那样随时启动，使用灵活性差；3) 燃料电池反应产物为水，需及时处理；4) 燃料电池只消耗推进剂蒸汽，不具备沉底等发电以外的功能，不能直接减少推进剂的蒸发量。表 2 总结了上述 IVF 技术与燃料电池技术的对比结果。

表 2 IVF、燃料电池、蒸发量控制技术性能对比

Tab. 2 Comparison of the performance of IVF, fuel cell and propellant transpiration control technology

IVF 技术	燃料电池技术	蒸发量控制技术
	发电效率	
30%~40%	50%以上	不能发电
	蒸发量	
可将蒸发损失降低 50%~70%	不能降低蒸发量	日蒸发量降至 0.1% (有望实现 0.01%)
	系统质量	
减少 500kg	增加 160kg	增加
	其他功能	
贮箱增压、沉底、姿控	无	无

3.2 与蒸发量控制技术对比

IVF 技术不能彻底避免推进剂蒸发。蒸发量控制技术中，能实现零蒸发的主动制冷技术还处于研究试验阶段，无法判断其性能；采用被动热防护技术，以半人马座上面级为例，可将推进剂蒸发量从每天 2%降低到 0.1%^[5]，若不断改进设计，有望实现 0.01%的目标。使用 IVF 模块时，以半人马座上面级为例，通过连续推力沉底，可将蒸发损失降低 50%~70%，以日蒸发量 2%、蒸发量降低 70%估算，仍有 0.6%，达不到 0.1%的水平。

蒸发量控制技术缺点在于：1) 需在贮箱上加装热防护装置或其他热力学组件，增加了系统质量；2) 蒸发量控制技术亦不具备发电、贮箱增压、沉底等其他功能。表 2 总结了上述 IVF 技术与蒸发量技术的对比结果。

综上分析，尽管 IVF 技术存在发电效率低、不能彻底避免推进剂蒸发的不足，但与燃料电池技术、蒸发量控制技术相比有降低系统质量、实现贮箱增压等优势。因此，需根据任务需求中对蒸发量或其他指标的侧重，合理选择工程方案。

4 关键技术分析

开展 IVF 技术的设计与应用，还需攻克以下关键技术：

1) 气氢气氧内燃机技术。氢氧内燃机是 IVF 模块的核心组件，结构复杂，亟需解决其点火、燃烧稳定性、微重力下润滑、冷却等问题。

2) IVF 模块建模仿真技术，包括组件建模仿真技术与系统仿真技术。IVF 模块集成了多个工程领域的组件，建立组件模型时需体现组件在系统中的主要功能及工作特性；开展系统仿真时，还需解决组件间接口设计、模型参数匹配等问题。

其中，Majumdar 等^[12]建立了贮箱、换热器和 IVF 回路的 GFSSP (Generalized Fluid System Simulation Program, 通用流体系统模拟程序) 模型，并整合为系统模型，如图 8 所示，与试验结果对比验证了模型的准确性。不过该模型没有考虑内燃机燃烧气氢气氧，输出轴功带动发电机发电的过程，尚待改进。

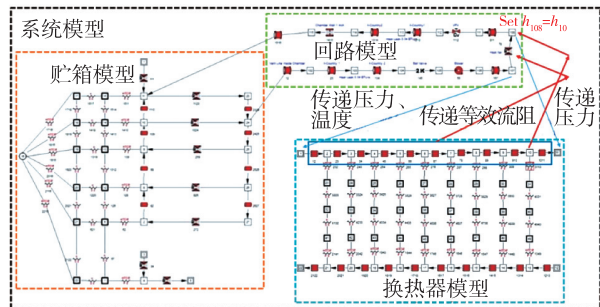


图 8 IVF 系统的仿真模型，包括贮箱、换热器和 IVF 回路的模型^[12]仿真

Fig. 8 GFSSP model of IVF system, including tank, heat exchanger and IVF loop^[12]

3) IVF 模块方案设计。基于系统仿真计算结果，结合可行的 IVF 模块性能评估方法，可对 IVF 模块设计方案进行优化，选取满足特定任务需求的合适方案。

5 发展建议

综合前文 IVF 技术优劣势与关键技术的分析，提出以下几点建议：

1) 大力推动 IVF 技术研究。即使零蒸发量控制技术得到了工程应用，IVF 技术仍有减小系统质量等优势，虽不能从气枕中抽取气氢气氧，但可采用最初的设计方案，抽取液氢液氧推进剂，

同样能实现 IVF 模块的功能。

2) IVF 技术可用于太空垃圾清理、登月、探测火星等长期在轨任务,在任务设计之初就可考虑 IVF 方案设计,充分利用 IVF 的技术优势。

3) 结合航天器规模开展 IVF 模块设计。对于规模大、推进剂加注量多的航天器,IVF 技术能显著减小系统质量;但对于小规模、加注量少的航天器,还要对比使用 IVF 技术前后系统质量的变化,仅当利大于弊时使用 IVF 模块。

4) 应先行开展气氢气氧内燃机技术研究。国内有氢气空气内燃机的研究基础,还需开展大量的理论、试验和仿真研究。

5) 设计合理的 IVF 模块方案。目前 IVF 技术尚处在探索阶段,哪种系统设计方案性能最优,还需后续仿真、试验等研究工作确定,并根据工程应用需求进行调整。

6) 开展 IVF 技术系统仿真研究。从前文工作原理图可以看出,IVF 模块组成复杂,部件之间耦合性强,研究 IVF 可先从仿真模型出发,建立合理的组件模型和系统模型,才能加深对 IVF 的理解,方便确定 IVF 模块的性能参数,优化系统设计,指导工程研制。

7) 注重试验研究。经仿真分析设计的 IVF 模块,只有经过大量的试验研究验证,才能保证其工作性能。

6 应用前景展望

利用前文 IVF 任务适应性强等优势,可有以下应用前景:

1) 应用于我国新一代的氢氧火箭末级,提高任务适应性和中高轨载荷的运载能力。采用 IVF 技术,氢氧火箭末级预期至少可具备天级在轨能力,在提高射前推迟发射适应性的同时通过多次点火变轨将有效载荷直接送入 GEO 轨道,延长卫星寿命,增加有效载荷质量;而且有望实现数周、数月甚至更长时间在轨,完成月球探测、行星际探测、空间加注、空间低温试验平台等更复杂的探索任务。

2) 应用于未来新一代低温上面级,执行太空垃圾清理、登月、探测火星、深空探测等长期在轨任务。结合在轨加注技术,可多次往返于近地 LEO 轨道至 GEO 轨道,或 LEO 轨道至地月拉格朗日点 L1 点处的空间站;从 L1 点处的空间站出发,可将载荷运输至月球或小行星上,如图 9 所示。

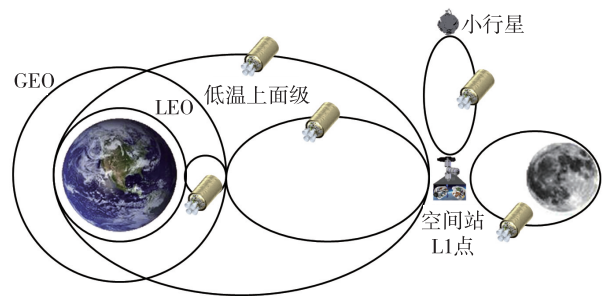


图 9 低温上面级执行空间站往返、小行星采矿、登月等长期在轨任务示意图

Fig. 9 Long-duration space missions of cryogenic upper stage, including transportation from LEO/GEO to space station, asteroid mining and lunar landing

3) 通过多次发射、在空间中补加推进剂,完成距离更远、更大载荷的空间任务,进一步提升任务能力。

4) 为太空舱或其他载荷供电、供水。IVF 模块能提供长时间的高压电能,供应太空舱内实验、生活等电能需求,在短期任务内比太阳能帆板等电源系统的质量更小,更具优势。同时,IVF 模块中氢氧燃烧产物为水,经处理后可供航天员饮用或用于热控。

7 结论

长期在轨任务是未来航天任务的热门方向,如何贮存、使用氢氧推进剂是需要解决的重要难题。本文介绍的 IVF 技术作为一种特殊的解决思路,通过将液氢液氧长期在轨产生的蒸汽与内燃机技术结合,集成了氢气增压系统、姿态控制系统和电源系统的功能,理论上能实现贮箱增压、排气、沉底、发电、姿控功能一体化,减小系统质量,增强任务适应性,提高运载能力。

虽然和燃料电池技术、蒸发量控制技术相比,IVF 技术存在能量转化效率低、不能彻底避免推进剂蒸发的缺点,但综合来看其优势大于缺点。在 IVF 技术工程应用之前,还需重点突破气氢气氧内燃机技术、IVF 系统仿真技术,优化 IVF 系统方案设计,才有望在未来提升液氢液氧动力系统在轨时间、提升航天器综合性能,执行距离更远、更大载荷的空间任务。

参考文献

[1] 《世界航天运载器大全》编委会. 世界航天运载器大

- 全 (第 2 版) [M]. 北京: 中国宇航出版社, 2007: 116-124, 507-520, 600-616, 1064-1113, 1240-1305.
- [2] 胡伟峰, 申麟, 杨建民, 等. 低温推进剂长时间在轨的蒸发量控制技术进展 [J]. 导弹与航天运载技术, 2009 (6): 28-34.
- [3] 褚桂敏. 低温上面级滑行段的推进剂管理 [J]. 导弹与航天运载技术, 2007 (1): 27-31.
- [4] 闫指江, 吴胜宝, 赵一博, 等. 应用于低温推进剂在轨贮存的组合绝热材料综述 [J]. 载人航天, 2016, 22 (3): 293-297.
- [5] 朱洪来, 孙沂昆, 张阿莉, 等. 低温推进剂在轨贮存与管理技术研究 [J]. 载人航天, 2015, 21 (1): 13-18.
- [6] 李佳超, 梁国柱. 运载火箭低温推进剂热管理技术及应用进展分析 [J]. 宇航总体技术, 2017, 1 (2): 59-70.
- [7] Zegler F. An integrated vehicle propulsion and power system for long duration cryogenic spaceflight [C]. AIAA Space 2011 Conference & Exposition, 2011.
- [8] Zegler F C. Integrated vehicle fluids: U.S. patent application 13/044, 382 [P]. 2012-9-13.
- [9] Zegler F. Development status of an integrated vehicle propulsion and power system for long-duration cryogenic spaceflight [C]. AIAA Space 2012 Conference & Exposition, 2012.
- [10] LeClair A, Hedayat A, Majumdar A K. Numerical modeling of an integrated vehicle fluids system loop for pressurizing a cryogenic tank [C]. AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2017.
- [11] Holguin M J. Enabling Long duration spaceflight via an integrated vehicle fluid system [C]. AIAA Space 2016, 2016: 5495.
- [12] Majumdar A K, Leclair A, Hedayat A. Numerical modeling of pressurization of cryogenic propellant tank for integrated vehicle fluid system [C]. AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2016.

引用格式: 侍野, 唐一华, 刘畅, 等. 低温推进剂集成管理技术的发展与启示[J]. 宇航总体技术, 2019, 3 (2): 54-61.

Citation: Shi Y, Tang Y H, Liu C, et al. Development and revelation of integrated vehicle fluids [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2019, 3 (2): 54-61.