

# 并联式固液上面级动力系统研究

张爱文<sup>1</sup>, 朱 浩<sup>1</sup>, 蔡国飙<sup>1</sup>, 刘 勇<sup>2</sup>, 李小玉<sup>2</sup>

(1.北京航空航天大学, 北京 100191; 2.中国科学院 国家空间科学中心, 北京 100190)

**摘 要:** 探索了固液火箭发动机作为上面级动力系统的性能特点; 采用气瓶、贮箱和燃烧室并联布局的结构, 有效减少了固液火箭发动机的长细比; 建立了固液火箭发动机系统设计的数学模型, 采用多岛遗传算法, 开展了并联式固液火箭发动机总体方案的设计优化; 优化结果与某固体火箭发动机上面级的比较说明, 固液火箭发动机在上面级动力系统中具有较大的应用潜力。

**关键词:** 上面级; 固液火箭发动机; 系统建模; 多岛遗传算法

**中图分类号:** V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2016) 06-0009-06

## Study on hybrid upper stage propulsion system with parallel structure

ZHANG Aiwen<sup>1</sup>, ZHU Hao<sup>1</sup>, CAI Guobiao<sup>1</sup>, LIU Yong<sup>2</sup>, LI Xiaoyu<sup>2</sup>

(1. Beihang University, Beijing 100191, China;

2. National Space Science Center, CAS, Beijing 100190, China)

**Abstract:** The performance characteristics of the hybrid rocket engine taken as the upper stage propulsion system are explored. The structure of parallel arrangement of gas cylinder, storage tank and combustion chamber is adopted to decrease the slenderness ratio of the hybrid rocket engine. The mathematical model for system design of the hybrid rocket engine is established. The optimization of the overall design scheme is carried out by means of the multi-island genetic algorithm. The optimization result is compared with the performance of a certain solid rocket engine (upper stage propulsion system). The result shows that the hybrid rocket engine as an upper stage propulsion system has a big application potential.

**Keywords:** upper stage; hybrid rocket engine; system modeling; multi-island genetic algorithm

## 0 引言

小卫星技术的蓬勃发展对运载器上面级动力

系统提出了安全可靠、无毒环保、成本低廉等要求<sup>[1]</sup>。目前, 常用的上面级动力系统为液体火箭发动机和固体火箭发动机, 两者技术成熟、应用

收稿日期: 2016-07-18; 修回日期: 2016-09-12

作者简介: 张爱文 (1991—), 女, 硕士, 研究领域为航空宇航推进理论与工程

广泛。然而,液体火箭发动机结构复杂;固体火箭发动机推力调节和再次起动困难。固液火箭发动机采用液体氧化剂和固体燃料,安全性高,易再次起动和推力调节,可作为液体火箭发动机和固体火箭发动机的有效补充,用于上面级动力系统<sup>[2]</sup>。

固液火箭发动机一般由液体氧化剂输送系统和发动机主体系统组成。发动机中燃料与氧化剂相态不同,彼此分离,其燃烧过程由两组元的宏观扩散来控制。

目前多数固液火箭发动机采用气瓶、贮箱和燃烧室串联布局的结构形式,导致发动机长细比较大,不适合在上面级动力系统中应用。将气瓶、贮箱和燃烧室并联布局,一方面可使固液火箭发动机结构更为紧凑,有效降低长细比;另一方面可通过调节多燃烧室的推力实现推力向量控制。因此,开展并联式固液火箭发动机总体技术方案的研究很有意义。

固液发动机在国内外已有一定的研究。2007年,在国际月球天文协会的支持下,SpaceDev公司开展了月球着陆器样机的研制,采用4个固液火箭发动机作为动力,发动机采用 $N_2O$ 为氧化剂,HTPB为燃料<sup>[3]</sup>。

2010年,为了发展星际软着陆推进技术,欧洲开启了“SPARTAN (Space Exploration Research for Throttleable Advanced Engine)”项目,着陆器验证机采用4个最大推力为1.5 kN,推力调节比为10:1的固液火箭发动机作为动力,发动机采用87.5% $H_2O_2$ 作为氧化剂,HTPB作为燃料。

2011年,斯坦福大学的C. Ashley等人给出了火星入轨(Mars orbit insertion, MOI)并联式上面级固液火箭发动机的设计方案,采用石蜡基燃料和 $MON_3$  (97%  $N_2O_4$ , 3% NO) 氧化剂,推力1 800 N,燃烧时间17.64 s<sup>[4]</sup>。

中国科学院国家空间科学中心开展了磁层-电离层-热层耦合小卫星星座探测计划(简称MIT计划),原卫星运载器上面级动力系统采用固体火箭发动机,真空总冲5 351.192 kN·s,质量2 511 kg,直径1.4 m,长度2.8 m。本文以该固体火箭发动机上面级动力系统作为比较对象,

开展采用固液火箭发动机的替代方案研究,探索固液火箭发动机的性能特点和应用优势。

## 1 系统建模与优化

本文中固液火箭发动机采用98%质量浓度过氧化氢( $H_2O_2$ )氧化剂和HTPB基燃料的推进剂组合,其中98%  $H_2O_2$ 能量效率高,无毒环保,安全性高;HTPB力学性能良好,成本低廉,符合当前上面级动力系统的发展要求<sup>[5]</sup>。采用挤压式输送系统,多气瓶、多贮箱和多燃烧室并联布局的结构方案,以降低动力系统总体的长细比。通过初步设计、内弹道计算、部件设计和总体尺寸计算建立了由发动机初始药形参数和初始设计参数为变量的固液火箭发动机系统设计模型,作为总体方案设计优化的基础。

### 1.1 初步设计

在选定推进剂组合后,比冲 $I_{sp}$ ,推力系数 $C_F$ ,特征速度 $c^*$ 等参数为燃烧室压强 $p_c$ ,氧燃比 $\alpha$ ,喷管扩张比 $\varepsilon$ 的函数,可通过热力计算得到。选定发动机初始设计参数(初始氧燃比 $\alpha_i$ ,初始燃烧室压强 $p_{ci}$ ,喷管扩张比 $\varepsilon$ 和单个燃烧室初始推力 $F_i$ )后,可根据比冲和推力的关系及流量公式等可得初始流量、喉部面积 $A_t$ ,喉部直径 $d_t$ ,喷管出口面积 $A_e$ 和喷管出口直径 $d_e$ 等参数。选择单圆孔形装药方案,药柱截面的燃烧通道面积 $A_p$ 和燃烧边界长度 $S_c$ 与燃去肉厚 $e$ 之间的关系可通过几何推导得出。根据初始流量、药型设计结果和燃速公式可得出药柱长度 $L_f$ <sup>[6]</sup>。

由上述计算分析可知,输入初始设计参数,调用热力计算和药形设计的相关结果,可得出喉部面积 $A_t$ ,喉部直径 $d_t$ ,喷管出口面积 $A_e$ 和喷管出口直径 $d_e$ 等参数,为内弹道计算奠定基础。

### 1.2 内弹道计算

内弹道计算是计算出每一时刻的燃烧室压强 $p_c$ 和推力 $F$ ,为部件设计奠定基础。

根据质量守恒定律可得平衡压强修正公式为<sup>[7]</sup>

$$p_c = p_{eq} - \frac{\dot{r}c^*V_c}{A_tRT_f} \frac{dp_c}{de} = \frac{(\dot{m}_f + \dot{m}_o)c^*}{A_t} - \frac{\dot{r}c^*V_c}{A_tRT_f} \frac{dp_c}{de} \quad (1)$$

将肉厚  $e$  平均分成 1 000 份, 记每一份的肉厚为  $\Delta e$ , 用这个小量  $\Delta e$  来替代 (1) 中  $de$ 。设  $\Delta p = p_{eq} - p_c$ , 通过迭代, 使  $\Delta p$  趋于无限小。当  $\Delta p$  小于设定值后, 即认为此时修正压强与平衡压强值相等, 即为该时刻的压强  $p_c$ 。在该时刻压强下, 调用热力计算程序, 可计算出该时刻推力系数  $C_F$ 。利用推力公式  $F = A_t C_F p_c$ , 可计算出每一时刻的推力  $F$ 。至此, 通过内弹道计算得出了  $p_c-t$  和  $F-t$  关系, 对推力  $F$  进行积分得到总冲  $I$ 。针对每一个  $\Delta e$ , 在已知药型参数和药柱长度的基础上, 可求出该时间内的燃料质量; 选定氧燃比后, 可求出对应的氧化剂质量。对推进剂质量进行累加, 可得出单根药柱总质量和对应单根药柱的氧化剂总质量。根据选定的燃烧室个数, 可求出上面级系统药柱总质量  $m_f$  和氧化剂总质量  $m_o$ 。

综上, 输入热力计算、药形设计和初步设计结果, 通过内弹道计算, 得到了  $p_c-t$  和  $F-t$  等内弹道参数, 为部件设计奠定基础。

### 1.3 部件设计

部件设计包括燃烧室喷管设计、贮箱设计和气瓶设计。结合前面各项计算的结果, 进行部件的具体设计, 得到各部件的尺寸特性 (长度  $L$ 、厚度  $\delta$  等) 和质量特性。

燃烧室采用圆筒形燃烧室、锥形喷管和椭球形封头的组合形式。燃烧室内热力情况复杂, 通过贴壁粘贴绝热层达到热防护效果。设定绝热层厚度  $\delta_{\text{绝热}} = 5 \text{ mm}$ 。选定药柱外径  $D_f$  后可求出燃烧室圆筒段直径  $D_c$ , 圆筒段前燃室后燃室长度均为药柱直径的 0.5, 采用椭球比  $\varphi_{\text{椭球}} = 2$  的椭球形封头, 选择头腔到燃烧室压降系数为 0.2。喷管采用收敛半角  $45^\circ$ , 扩张半角  $15^\circ$  的锥形喷管, 通过计算, 可得燃烧室喷管几何尺寸。结构最小壁厚可按照最大应力强度理论估算, 进而可得出推力室各结构质量<sup>[7]</sup>。

贮箱采用圆筒形筒体与  $\varphi_{\text{椭球}} = 2$  椭球型封头的组合形式。通过内弹道计算得出的氧化剂质量, 可求出贮箱容积; 贮箱与燃烧室并联, 其圆筒段长度等于发动机圆筒段长度, 由此可得出贮箱的几何尺寸。选择贮箱到头腔压降系数为 0.2, 贮箱厚度仍最大应力强度理论估算, 综合所选材

料可以求出贮箱质量<sup>[8]</sup>。

挤压式输送系统中, 采用高压气瓶向贮箱增压, 其结构形式同贮箱。为确定气瓶的体积, 须确定工作终了时气瓶内气体的温度和压力, 通过完全气体公式计算出增压气体体积。气瓶初始压强取为 30 MPa, 工作终了时的气瓶压力等于贮箱压力与气瓶到贮箱的气路压降之和, 这里将气路压降取为气瓶终了压力的 20%。这里计算出的体积为增压一个贮箱所需要的增压气体体积, 记增压气体总体积为  $V_b$ , 气瓶几何尺寸和质量的计算方法同贮箱。

部件设计给出了单个燃烧室、贮箱和气瓶几何尺寸和质量的计算方法, 其输入量换算关系见表 1 (燃烧室、贮箱、气瓶的个数分别为  $n_c$ ,  $n_t$ ,  $n_g$ )。

表 1 部件设计输入量换算关系

Tab. 1 Conversion relation of components in design

参数	换算关系
单个燃烧室初始推力/kN	$F_i$
上面级系统初始推力/kN	$n_c F_i$
单根药柱质量/kg	$m_f / n_c$
单个贮箱装液量/kg	$m_o / n_t$
单个气瓶体积	$V_b / n_g$

在计算时, 认为阀门、管路和连接段总质量为动力系统结构总质量的 5%, 可求出动力系统总质量。动力系统采用多个燃烧室并联的结构, 其外形尺寸可通过总体尺寸计算得出。

### 1.4 总体布局

为降低固液火箭发动机长细比, 同时实现推力向量, 采用多燃烧室并联布局; 同时, 将贮箱和气瓶拆分成多个, 以充分利用空间, 灵活布局。将燃烧室、贮箱和气瓶按照三种布局形式进行设计 (如图 1)。其中, 方案一采用 2 个燃烧室, 2 个贮箱, 4 个气瓶; 方案二采用 3 个燃烧室, 3 个贮箱, 6 个气瓶; 方案三采用 4 个燃烧室, 4 个贮箱, 8 个气瓶。

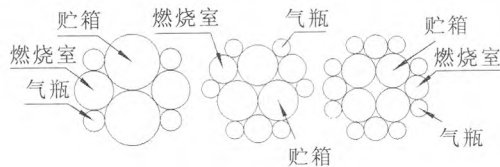


图 1 并联式布局形式

Fig. 1 Arrangement diagram of parallel structure

1.5 优化设计

在完成了发动机系统设计建模之后，采用设计优化理论和多岛遗传优化算法，利用工程优化软件对固液上面级方案进行优化，以得出满足要求的最优方案，优化设计的流程如图 2 所示。多岛遗传算法本质上是对遗传算法的改进，具有比传统遗传算法更优良的全局求解能力和计算效率<sup>[9]</sup>。

根据并联式固液火箭发动机系统设计模型可知，初始药形参数（药柱外径  $D_f$ ，药柱肉厚  $e$ ）和初始设计参数（燃烧室初始压强  $p_{ci}$ ，单个燃烧室初始推力  $F_i$ ，初始氧燃比  $\alpha_i$  和喷管扩张比）为优化设计变量。上面级动力系统在工作前是火箭载荷的一部分，因此其几何尺寸和结构质量直

接影响成本，而总冲则综合反映了上面级发动机工作能力的大小。因此，选择发动机总长  $L$ 、包络半径  $R$  和总冲  $I$  为约束条件，选取优化目标是使发动机质量最小，得到优化结果。相关优化变量的取值范围如表 2 所示。

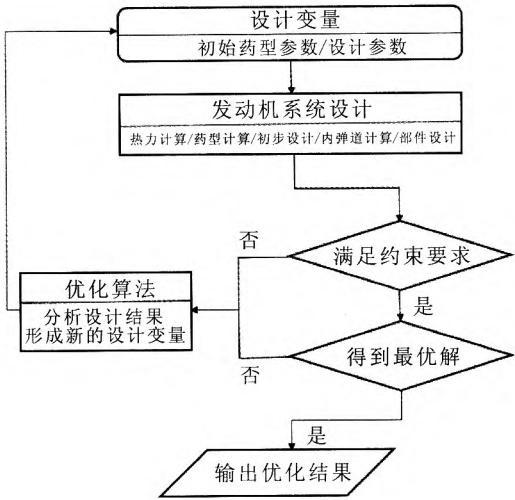


图 2 优化算法流程图

Fig. 2 Flow chart of optimization algorithm

表 2 优化变量取值范围

Tab. 2 Value range of optimization variables

方案	变 量											
	外径 $D_f$		肉厚 $e$		初始压强/Pa		初始推力/N		氧燃比		扩张比 $\varepsilon$	
	下限	上限	下限	上限	下限	上限	下限	上限	下限	上限	下限	上限
方案一	0	0.7	0	0.35	2	6.4	50 000	51 000	2	5	10	100
方案二	0	1.4	0	0.7	2	6.4	33 000	34 000	2	5	10	100
方案三	0	0.7	0	0.35	2	6.4	25 000	30 000	2	5	10	100

2 结果分析

三种布局形式优化设计计算结果见表 3，表中标粗的为最优结果。可以看出，通过优化计算能在设定的优化变量取值范围内，得到满足约束条件的优化结果。当以系统质量最小为优化目标时，选取总质量最小的方案三（4 个燃烧室）作为最终设计方案。完成优化设计后，对各个部件进行详细设计，利用 Inventor 进行三维建模（如图 3 所示），验证优化设计方案的可行性，并结

合工程经验对方案进行修正，结果如表 4 所示。



图 3 方案一模型截图

Fig. 3 Model screenshot of scheme 1

将固液方案与某型号固体方案在功能、质量、体积和推进剂特性上进行对比分析，研究固液火箭发动机的特点和优势。主要结果见表 5。



表 3 发动机设计结果

Tab. 3 Optimization design results of engine				
燃烧室个数		2	3	4
优化变量	喷管扩张比 $\varepsilon$	15	38	23
	药柱肉厚 $e/\text{m}$	0.100	0.093	0.099
	初始推力 $F/\text{N}$	50 245	33 146	25 765
	药柱外径 $D_e/\text{m}$	0.35	0.30	0.27
	初始氧燃比 $\alpha_i$	3.87	3.19	2.78
	初始压强 $p_c/\text{MPa}$	2.01	2.55	2.04
约束条件	包络半径/m	0.678	0.600	0.692
	发动机长度 $L/\text{m}$	2.755	2.759	2.304
	发动机总冲/(N·s)	5 374 700	5 320 891	5 356 870
优化目标	发动机质量 $M/\text{kg}$	2 364.8	2 352.4	2 350.7

表 4 发动机设计结果

Tab. 4 Design results of rocket engine			
参 数	数 值	参 数	数 值
质量/kg	2 350.7	燃烧室喷管总长度/m	2.23
长度/m	2.304	燃烧室直径/m	0.28
包络半径/m	0.692	多贮箱总质量/kg	128.8
工作时间/ s	53	单个贮箱质量/kg	32.2
真空总冲/(N·s)	5 356 870	贮箱直径/m	0.51
真空比冲/(N·s)	2 850.8	贮箱长度/m	1.59
药柱总质量/kg	359.84	多气瓶总质量/kg	53.68
氧化剂总质量/kg	1 586	气瓶结构质量/kg	6.71
多燃烧室喷管总质量/kg	203.12	气瓶直径/m	0.12
单个燃烧室喷管质量/kg	50.78	气瓶长度/m	1.70

表 5 固液上面级与固体上面级比较

Tab. 5 Comparison of hybrid and solid upper stages		
参 数	固液发动机	原固体上面级
总推力/N	103 058	99 000
药柱外径/m	0.27	—
初始氧燃比	2.78	—
初始压强/MPa	2.04	—
包络半径/m	0.69	0.7
发动机长度/m	2.3	2.8
发动机质量/kg	2 350.7	2 500
发动机总冲/(N·s)	5 356 870	5 351 192
发动机比冲/(N·s)	2 850.8	2 861

### 1) 功能对比

通过调节液体氧化剂的流量,控制液体管路的开关,固液火箭发动机可实现推力调节和多次起动;而固体火箭发动机很难实现多次起动和推力调节。例如,织女星原采用固体第三级和液体第四级,国外开展了用一级固液发动机代替第三级和第四级的研究。研究表明,用固液火箭发动机替代固体和液体上面级,不仅能满足总体对性能和尺寸的要求,而且能提高入轨精度,性能优越。

### 2) 体积对比

由于固液火箭发动机采用的推进剂密度一般小于固体火箭发动机,同时具有一套输送系统,固液火箭发动机结构不如固体火箭发动机紧凑,两种原因使固液火箭发动机在多数情况下体积上不如固体火箭发动机。但在本文中,固液火箭发动机的尺寸小于某型号固体上面级,能很好的满足要求,说明固液火箭发动机可以通过合理的布局来适应总体对体积的要求。

### 3) 质量对比

由表 5 可知,固液火箭发动机质量比原固体上面级略有减少,可增加运载能力。

### 4) 综合性能对比

固液火箭发动机的比冲高于固体火箭发动机;较低的固体燃料燃速使之可以长时间工作;固液火箭发动机的氧化剂和燃料在工作之前处于物理隔离状态,且燃烧过程中燃速对压强不敏感,使固液火箭发动机的贮存和使用安全性要远好于固体火箭发动机;固液火箭发动机采用无毒推进剂组合,环保性好。由于采用的液体氧化剂需要加注,固液火箭发动机的快速反应能力不如固体火箭发动机。

## 3 结 论

建立了并联式固液火箭发动机系统设计的数学模型,并利用多岛遗传算法,开展了替代 MIT

上面级原固体火箭发动机动力系统的总体技术方案设计优化。将优化结果与原固体火箭发动机进行了对比,得到如下结论:

1) 固液火箭发动机能实现多次起动和推力调节,相较于固体火箭发动机,更适用于上面级动力系统;

2) 固液火箭发动机在上面级动力系统有很好的发展前景和广阔的应用空间。

### 参考文献:

- [1] 范志涵,张召才.国外小卫星最新发展研究[J].国际太空,2013(8):20-29.
- [2] 赵庆华,王莉莉,刘欣.固液混合火箭发动机在武器与航天领域的应用[J].火箭推进,2014,40(6):59-63.  
ZHAO Qinghua WANG Lili, LIU Xin. Application of hybrid rocket engine in the fields of weapons and space launching[J]. Journal of rocket propulsion, 2014, 40(6): 59-63.
- [3] ACIF K, JOSE S, DMITRIY G, et al. High performance hybrid upper stage motor: AIAA 2011-6025 [R]. USA: AIAA, 2011.
- [4] CASALINO L, PASTRONE D. Optimal design of hybrid rocket motors for launchers upper stages[J]. Journal of propulsion & power, 2010, 26(3): 421-427.
- [5] 李宇飞,何国强,刘佩进.固液混合发动机的新宠—石蜡基燃料[J].火箭推进,2005,31(4):36-40.  
LI Yufei, HE Guoqiang, LIU Peijin. Advances in hybrid rocket: paraffin-based fuel[J]. Journal of rocket propulsion, 2005, 31(4): 36-40.
- [6] 朱浩,孔德帅,蔡国飙.泵压式固液火箭发动机系统仿真与优化设计[J].航空动力学报,2012,27(9):2128-2133.
- [7] 王光林.固体火箭发动机设计[M].北京:北京航空航天大学出版社,1993.
- [8] 饶大林,郑赞韬,李新田,等.固液混合火箭发动机仿真与优化设计[J].推进技术,2010,31(5):513-518.
- [9] 赖宇阳. Isight 参数优化理论与实例详解[M].北京:北京航空航天大学出版社,1993.

(编辑:王建喜)