

面向高轨卫星的液体轨控发动机研制进展

赵 婷, 陈夏超, 杨成虎, 姚 锋, 刘昌国

(上海空间推进研究所, 上海 201112)

摘 要: 综述了面向高轨卫星的液体轨控发动机发展及现状, 简要介绍了 490 N 轨控发动机从第一代、第二代到第三代发展历程, 着重阐述了高性能 750 N 轨控发动机的研制情况, 并介绍了其技术方案及试验结果, 总结了国内星用轨控发动机的研制经验。我国当前技术状态下, 采用铌合金材料燃烧室可实现的 750 N 轨控发动机真空比冲性能可达到 321 s 以上, 同时工作寿命满足 25 000 s 的工程需要, 与国外高性能液体轨控发动机性能比对可见, 我国面向高轨卫星用 750 N 发动机达到国际先进水平。

关键词: 高轨卫星; 轨控发动机; 比冲性能; 研究进展

中图分类号: V439.7-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2018)01-0001-07

Developing progress of liquid bipropellant orbit control engine for high orbit satellite

ZHAO Ting, CHEN Xiachao, YANG Chenghu, YAO Feng, LIU Changguo

(Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China)

Abstract: The development and status quo of liquid orbit control engine for high orbit satellite is summarized. The development course (the first generation, the second generation to the third generation) of the 490 N orbit control engine is introduced briefly in this paper. The development status, technical solution and test result of 750 N high-performance orbit control engine are described. Development experience of orbit control engine for satellite in China is summarized. According to current technical state of China, the specific impulse of the 750 N orbit control engine with niobium alloy combustor can reach more than 321 s, and its working life can meet the requirements of 25 000 s. Compared with the high-performance liquid orbit control engines in foreign countries, the 750 N engine used for high orbit satellite has reached the international advanced level.

Keywords: high orbit satellite; orbit control engine; specific impulse performance, research progress

收稿日期: 2017-09-13; 修回日期: 2017-11-30

基金项目: 总装十三五预研课题(30508040301)

作者简介: 赵 婷(1984—), 女, 高级工程师, 研究领域为液体火箭发动机设计

0 引言

自20世纪60年代开始,液体远地点轨控发动机因其推力大小适中、冲量偏差小和入轨精度高等优点被广泛应用于各国航天器远地点机动变轨^[1-3]。提高轨控发动机比冲性能可增加航天器有效载荷,降低发射费用,延长航天器在轨寿命。因此,国内外航天科技界始终不遗余力在提高轨控发动机比冲性能,代表性的美国R-4D系列轨控发动机真空比冲从最初的287 s,通过不断改进真空比冲达到323 s^[4]。

伴随着国内卫星平台技术的快速发展,各类通信、导航、高轨预警等卫星向着更大容量、更长寿命、更高可靠、更高精度的方向不断发展,带动国内星用490 N轨控发动机研究取得了持续性发展^[5-8]。目前,国内正在研制更先进的新一代大型桁架式东方红五号(DFH-5)卫星平台,该平台各项技术指标国际领先,发射重量达到8 000 kg,寿命在15年以上,有效载荷承载能力为1 200~1 500 kg,可提供有效载荷功率达到15~20 kW,牵引着国内星用轨控发动机技术创新。面向东方红五号卫星平台应用的高性能750 N发动机已突破多项关键技术,基于低廉、成熟的铌合金材料实现真空比冲321.1 s,工作寿命25 000 s,达到同类材料轨控发动机的国际先进水平。后续国内还将持续技术改进提升性能,最终实现真空比冲323 s的铌合金发动机,达到该领域的国际领先水平,形成参与国际商业卫星轨控发动机市场竞争的新优势。

本文简要介绍了国内490 N轨控发动机从第一代、第二代到第三代持续性发展历程,着重阐述了瞄准东五平台的高性能750 N发动机研制情况,介绍了其技术方案及试验结果,总结了国内星用轨控发动机的研制经验,同时指出了后续750 N发动机的发展方向。

1 国内490 N轨控发动机发展历程

1.1 第一代490 N发动机

第一代490 N发动机采用甲基胍/绿色四氧化二氮推进剂组合,发动机主要由推力室和2只推进剂控制阀通过紧固件连接组成。推力室由直流互击式喷注器头部和带大面积比高空喷管的铌钎合

金单壁辐射冷却身部组成。推力室身部的内、外表面均制备有“815A”抗高温氧化涂层,面积比154:1,真空比冲305 s。该发动机自1982年5月开始预研,1990年4月通过初样设计评审,1992年6月通过正样设计评审,1994年11月随着国内首颗东方红三号卫星完成首次变轨飞行任务,在轨工作时间6 238 s,填补了当时国内的领域空白。迄今为止正样阶段共生产了6批,发动机已先后有46台次上天飞行,成功率100%。

1.2 第二代490 N发动机

随着卫星重量的不断增加和使用寿命的不断增长,提高490 N发动机比冲性能需求越来越紧迫。2000年,国内开始预研第二代490 N发动机。重点突破发动机头部喷注器温度控制、燃烧稳定性、铌钎合金材料及其抗高温氧化涂层制备工艺等关键技术,喷管面积比为220:1条件下发动机真空比冲达到315 s。2010年4月通过初样设计评审。2010年9月通过正样设计评审。2012年5月,随着中星2A卫星完成首次变轨飞行任务,在轨工作时间14 431 s,性能提升所节省的推进剂可延长卫星寿命16个月,经济效益显著。迄今为止正样阶段共生产了3批,已成功完成了15台次的变轨飞行任务,成功实现了对第一代490 N发动机的升级换代。

1.3 第三代490 N发动机

对标国际一流技术水平,开展了第三代490 N发动机的研制。通过“十一五”和“十二五”总装预研项目的研制,进一步改进喷注器方案、采用铌/铪复合材料、二次燃烧装置、提高燃烧室压力、扩大喷管面积比,获得喷管面积比330:1条件下发动机真空比冲323 s以上,并于2015年12月通过25 000 s鉴定级高模试车考核,达到该类型发动机的世界一流水平。由于铌/铪材料的制备工艺难度太大,高模试车过程中也暴露出铌/铪材料的高温强度不足、铌涂层抗冲刷能力不足、高辐射涂层局部鼓包现象等问题,认为目前铌/铪材料的工艺稳定性不足,尚无法满足第三代490 N发动机的工程应用需要。

1.4 双模式490 N发动机

胍和甲基胍虽属于同一系列的自燃推进剂,但在性能上胍燃料的真空比冲要高于甲基胍燃料。2015年国内开展了采用无水胍/绿色四氧化二氮为

推进剂双模式 490 N 发动机研制。采用当前成熟的铌钨合金材料,技术方案基于第二代 490 N 发动机的研制经验,通过头部喷注参数优化、发动机头部温度控制及最佳混合比匹配,发动机完成了真空度 2 Pa 条件的高空模拟热试车,验证了发动机多次真空启动能力,发动机累计稳态点火 190 次,真空比冲达到 323 ~ 325 s。双模式 490 N 发动机所有机械接口均与第二代 490 N 发动机完全一致,该发动机的快速成功研制,为国内双模式发动机领域“零”的突破,为未来航天发动机应用提供更丰富的选择。

1.5 490 N 轨控发动机研制小结

20 余年来,伴随着卫星平台技术的快速发展,国内星用轨控发动机研究取得了持续性进展,真空比冲从第一代产品的 305 s 提升到第二代产品的 315 ~ 318 s,再提升到第三代产品的 323 ~ 325 s。表 1 给出了国内当前卫星平台用 490 N 发动机的主要性能参数。其中,最高性能第三代 490 N 发动机由于铼/铱材料目前尚未达到高可靠、长寿命的工程

应用要求,短期内欲满足东五平台要求的 33 000 s 鉴定寿命工作要求,达到工程型号应用尚存在一定差距。



图 1 国内卫星用 490 N 轨控发动机发展历程
Fig. 1 Development history of 490 N orbit control engine for satellite in China

表 1 国内 490 N 发动机技术参数
Tab. 1 Technical parameters of domestic 490 N orbit control engine

参数	第一代	第二代	第二代(双模式)	第三代
推进剂	NTO/ MMH	NTO/ MMH	NTO/ N ₂ H ₄	NTO/ MMH
真空推力/N	490	490	490	490
混合比	1. 65	1. 65	1. 0	1. 65
入口压力/MPa	1. 4	1. 5	1. 5	1. 55
真空比冲/s	305	315 ~ 318	323 ~ 325	323 ~ 325
稳态工作时间/s	28 000	40 000	25 000	25 000
启动次数/次	84	200	190	40
喷管面积比	154: 1	220: 1	220: 1	330: 1
重量/kg	4. 2	4. 4	4. 4	6
燃烧室材料	铌钨	铌钨	铌钨	铼/铱
应用情况	东三/东四,已飞行	东三/东四,已飞行	双模式系统,在研	高轨卫星,在研

2 高性能 750 N 发动机研制概况

2.1 研制背景

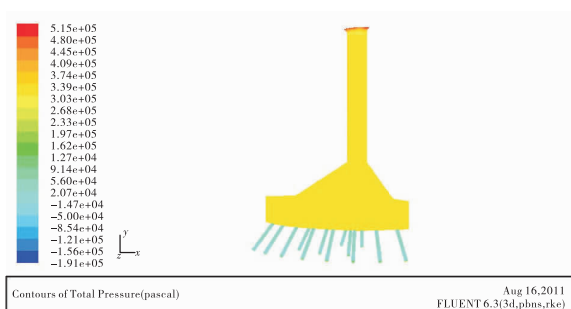
针对国内当前最先进的东方红五号卫星平台对推进系统的需求,结合当前耐高温材料发展现状,轨控发动机采用 750 N 推力比较适中,一方面将

提高卫星的变轨效率,降低轨道损失,减轻飞控任务;另一方面可缩短轨控发动机在轨工作时间至 15 000 s,鉴定级寿命考核时间 22 000 s,进而提高其工作可靠性,同时不会因推力过大产生较大的加速度,对卫星太阳帆板造成冲击破坏。此外,真空比冲作为衡量发动机性能的关键指标,其数值提高

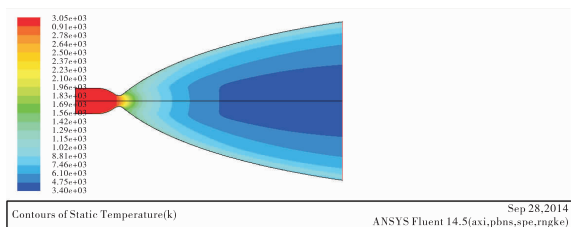
代表着发动机实现相同工作目标可减少推进剂的消耗量,从而延长卫星的工作寿命或增加有效载荷的质量。

2.2 研制过程

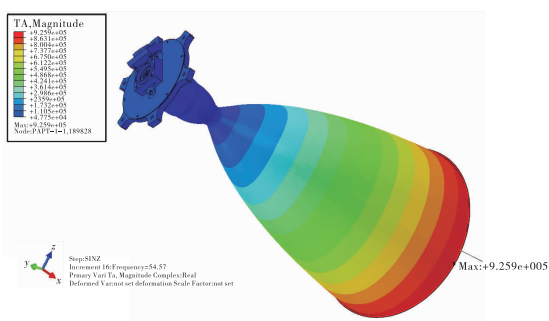
自 2014 年初起,国内开展了旨在提高发动机真空比冲性能的双组元 750 N 轨控发动机预先研究工作,并于 2016 年得到“十三五”总装预研项目支持,目的在国内当前 490 N 发动机持续性发展研制的基础上,考虑“东方红五号”卫星平台的国际先进性标配,对标国际先进水平,依托当前成熟的铝合金材料,进一步开展技术攻关,研制高性能 750 N 轨控发动机并将真空比冲提高到 320 s,同时完成长寿命试车验证工作,进一步提高国内在研“东方红五号”卫星平台的总体性能。



(a)头部流道流动仿真



(b)燃烧室流动传热仿真

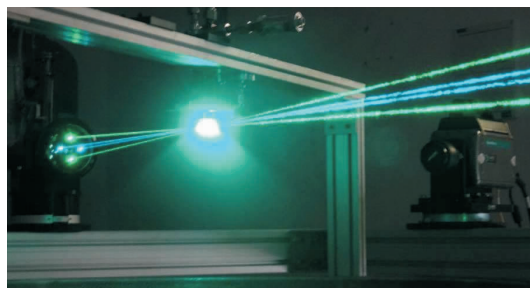


(c)发动机结构力学仿真

图 2 750 N 轨控发动机应用各类仿真技术

Fig. 2 Simulation results of 750 N orbit control engine

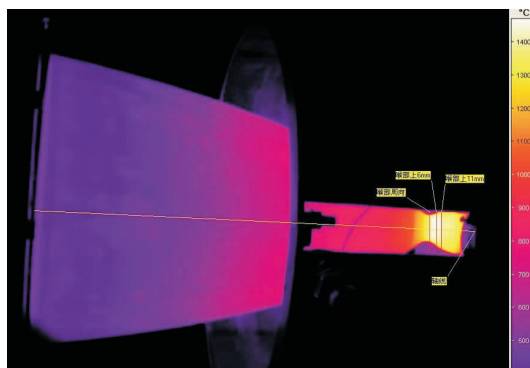
750 N 轨控发动机研制过程中,在充分继承国内已突破的各项轨控发动机关键技术基础上,利用 CFD, NHT, FEA 及多学科优化设计技术等仿真手段,和相位多普勒粒子分析仪(PDA)、粒子图像速度场仪(PIV)、红外热像仪、高速相机等试验设备,对发动机内部流动、雾化、传热燃烧过程仿真分析和实验测试,减少了发动机试车数量,缩短了研制周期,有效地提高了发动机研制效率。



(a)头部冷流PDA测试



(b)头部冷流PIV测试



(c)高空模拟热试车过程红外热像仪测试

图 3 750 N 轨控发动机应用 PDA, PIV, 红外热像仪等实验设备

Fig. 3 Equipments such as PDA, PIV, IR camera utilized for 750 N orbit control engine

3 高性能 750 N 发动机技术方案

3.1 总体方案

750 N 发动机由推力室和 2 只推进剂控制阀通

过紧固件连接组成。推力室由直流互击式喷注器头部和面积比单壁辐射冷却身部焊接而成。发动机所使用的推进剂控制阀门为大流量自锁式电磁阀技术。

发动机结构见图 4,发动机与系统推进剂供应管道采用内锥 60°外套 M18×1 的螺纹连接;发动机安装法兰与机架的对接尺寸与 490 N 轨控发动机相同,采用三孔螺栓连接,3 个安装孔均布在 $\phi 162$ 的节圆上,安装孔孔径 3- $\phi 6.5$,安装法兰外径 $\phi 180$,以适应目前卫星机架的对接要求。

表 2 750 N 发动机技术参数
Tab. 2 Technical parameters of 750 N engine

指标名称	实测性能
推进剂	NTO/MMH
真空推力	750 N
混合比	1.65
入口压力	1.5 MPa
真空比冲	≥ 321 s
稳态工作时间	25 100 s
启动次数	≥ 30 次
喷管面积比	210: 1
重量	≤ 6.0 kg
燃烧室材料	铌钨
推进剂阀门工作电压	26 ~ 42VDC
发动机总长度	≤ 690 mm
发动机安装高度	≤ 610 mm
发动机最大轮廓尺寸	≤ 365 mm

3.2 主要组件方案

3.2.1 头部

推力室头部主要由喷注器架、喷注芯体、氧阀支座、燃阀支座等通过装配后经焊接而成。发动机头部设计中巧妙采用隔热结构降低法兰安装面及遥测点温度,实际试车过程 8 100 s 程序法兰各个测点温度均满足任务要求的 260 ℃,有效头部温度控制技术可提高发动机与机架在轨工作的可靠性。

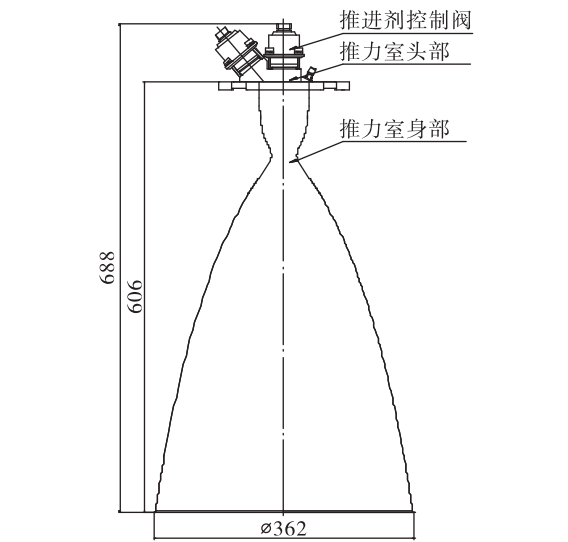
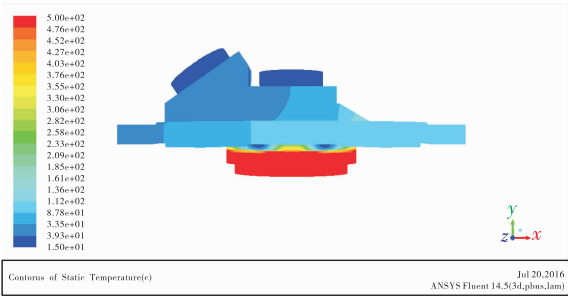
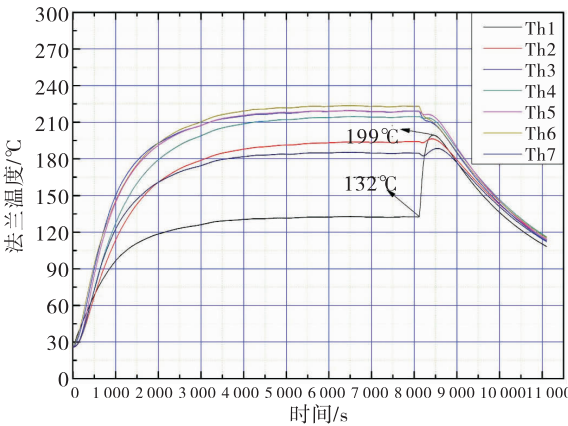


图 4 750 N 轨控发动机结构
Fig. 4 Structure of 750 N engine



(a)头部温度分布仿真结果



(b)头部温度试车测试结果

图 5 采用隔热结构的 750 N 头部温度分布
仿真及试车结果
Fig. 5 Simulation and test results of temperature
distribution of 750 N engine head with thermal
insulation structure

3.2.2 身部

推力室身部喷管面积比为 210:1, 喷管出口轮廓尺寸不大于 $\phi 365$ mm, 总长 583 mm。身部由燃烧室段和扩散段两部分组成, 燃烧室段和扩散段均采用耐高温的铌钨合金, 两零件通过真空电子束焊接连接构成推力室身部。身部的内、外表面均制备有高温抗氧化涂层。



图 6 750 N 发动机推力室身部

Fig. 6 Body of thrust chamber for 750 N engine

3.2.3 推进剂控制阀

高性能 750 N 发动机推进剂控制阀门延用第二代 490 N 发动机的 FMZ400-11 双稳态自锁式控制阀门, 实现发动机的点火和关机, 具有很好的继承性。阀门工作电压 24 ~ 42 V, 开启和关闭瞬时通电, 推进剂供应过程不需要继续通电, 可以有效地降低功耗。

4 750 N 发动机试验验证

2014 年 5 月, 750 N 发动机在北京航天试验技术研究所进行了首次高模试车, 累计启动 6 次, 一次连续最长工作时间为 1 000 s, 累计工作时间 1 315 s, 真空比冲 315 s。对标国际轨控发动机最先进的水平, 以此状态为基本型, 开展高性能 750 N 发动机改进设计, 研制目标真空比冲不低于 320 s。

改进设计过程中先后进行头部方案优化比对热试车验证了高性能喷注器的设计方案; 通过燃烧室构型优化热试车, 验证了高性能喷注器与燃烧室结构的最佳匹配方案; 通过头部边区优化热试车, 确保发动机长稳态工作过程的可靠性。2017 年 6 月和 2018 年 1 月, 连续完成两台全尺寸发动机长寿命高模热试车。图 7 为 750 N 发动机高模试车过程照片, 图 8 为发动机试车前后的外观。

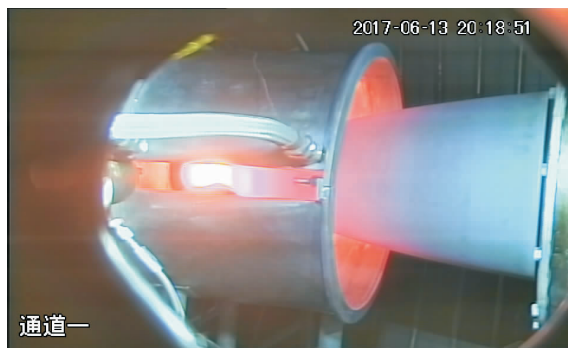


图 7 750 N 发动机高模试车过程

Fig. 7 Test photo of 750 N engine in hot fire testing



(a)试车前

(b)试车后

图 8 750 N 发动机外观

Fig. 8 Appearance of 750 N engine

750 N 发动机长寿命高模试车完成 30 次点火、累计 25 100 s 稳态工作, 单次最长工作时间 8 100 s。发动机各次工作过程中, 压力、流量等参数曲线平稳, 发动机各部位温度稳定, 实测真空比冲达到 321.1 s。图 9 为 750 N 发动机 8 100 s 工作过程的压力、流量和燃烧室温度随时间历程曲线。

截至目前 750 N 轨控发动机已突破了诸多关键技术, 当前技术状态在成熟、低廉的铌合金材料体系下, 已实现真空比冲 321.1 s, 工作寿命 25 100 s 的研制成果。对标国外使用 NTO/MMH 推进剂的典型轨控发动机性能及应用情况可见, 当前状态的 750 N 发动机真空比冲性能已达到铌合金材料体系

下国际领先水平,与采用铍/铱材料已飞行产品中性能最高的 R-4D-14(15)尚存在一定差距,需进一步优化改进。后续,将进一步对高性能 750 N 发动机进行改进设计,实现真空比冲 323 s。

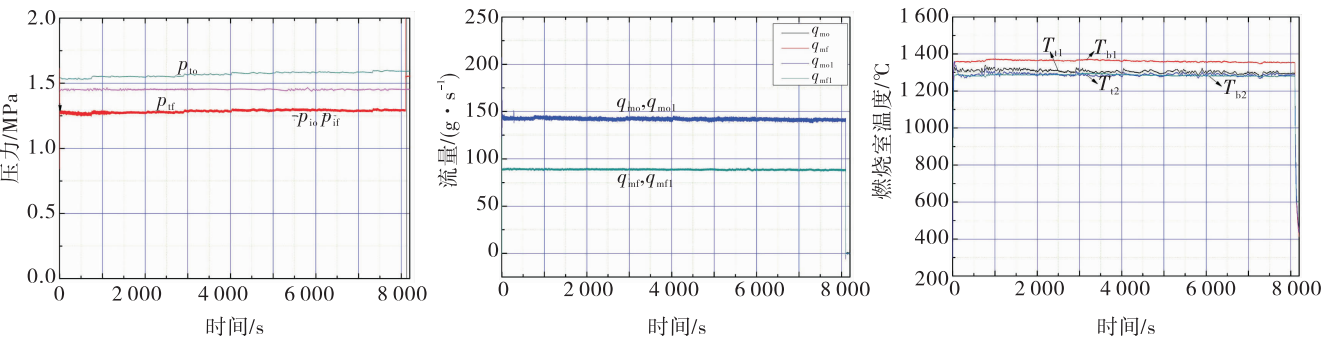


图 9 750 N 发动机试车过程压力、流量、燃烧室温度随时间历程曲线

Fig. 9 Variation of pressure, flux and chamber temperature in test process of 750 N apogee engine with time

表 3 国外使用 NTO/MMH 推进剂的典型轨控发动机

Tab. 3 Parameters of foreign typical orbit control engine using NTO/MMH propellant

研制国家、单位	产品代号	推力/N	真空比冲/s	燃烧室材料	面积比	应用情况
美国 Aerojet 公司	R-4D-11-300	445	315.5	铌合金 + 钛合金	300:1	飞行
	R-4D-14(15)	445	323	铍/铱材料	300:1	飞行
	R-42SR	890	304	铌合金 + 钛合金	164:1	飞行
	AJ10-221	490	321	铍/铱材料	286:1	飞行
美国 Northrop Grumman 公司	TR-312-100MN	454	325	铍/铱材料	245:1	在研
欧洲 EADS 公司	S400-12	400	318	铂铱合金 + 铌锰合金	220:1	飞行
	S400-15	400	321	铂铱合金 + 铌锰合金	330:1	飞行
	EAM	500	325	C/SiC	400:1	在研
美国 MOOG 公司	LEROS 2	490	309	铌合金	150:1	鉴定
	LEROS 2B	400	318	铌合金	150:1	鉴定
	LEROS4	1100	323	铂铱合金 + 铂铌合金	293:1	在研
印度	LB44FR	440	316	铌合金	160:1	飞行

5 结束语和展望

经过 20 多年的发展,从第一代 490 N 发动机到第二代 490 N 发动机、第三代 490 N 发动机,再到高性能 750 N 发动机,国内已经形成一套行之有效的面向高轨卫星用轨控发动机设计、生产和试验研发体系,在高性能发动机研制方面积累了丰富的经验。

在采用成熟、廉价的铌合金基体条件下,高性能 750 N 发动机通过技术攻关及热试车考核,实现了发动机真空比冲 321.1 s,工作寿命 25 100 s 的成果,可满足国内当前高轨卫星平台的应用需求。对

标东五大平台的国际先进性,需要进一步提高 750 N 发动机真空比冲至 323 s。

参考文献:

[1] STECHMAN R C. Development history of the apollo reaction control system rocket engine; AIAA89-2388 [R]. USA: AIAA, 1989.

[2] SCHULTE G. High performance 400 N MMH/NTO bipropellant engine for apogee boost maneuvers; AIAA99-2466 [R]. USA: AIAA, 1999.

2) 固定当量比时,直管内的火焰温度保持不变,火焰位置与燃料流量之间的关系为 $K_T = x/m_f = 14.22 \text{ m} \cdot \text{s/g}$,火焰下游温度变化斜率与 m_f 的关系则为 $P_T = m_f \cdot (dT/dx) = 10.43 \text{ K} \cdot \text{g/m} \cdot \text{s}$ 。在 m_f 较小时,燃烧效率随着 ER 的增加在开始时保持稳定,并在 $ER > 1.0$ 后逐渐下降;而 m_f 较大时,燃烧效率从一开始便逐渐下降。

3) 随着对流换热系数的上升,直管内气体温度逐渐下降,而在 Hc 进一步增大到 $300 \text{ W/m}^2 - \text{K}$ 后,火焰无法维持。直管内的火焰厚度随着 Hc 的上升而逐渐增加。 $Hc = 250 \text{ W/m}^2 - \text{K}$ 作为一个分界线,燃烧器的工作状态在此前后表现地完全不同。在大于此数值时, CH_3 与 C_3H_6 的反应较为微弱。

参考文献:

- [1] 薛诚尤,聂万胜,何博. 基于基元反应的总包机理建模及算法优化[J]. 火箭推进,2015,41(1):36-42.
XUE Chengyou, NIE Wansheng, HE Bo. Modeling and algorithm optimization of global reaction mechanism based on elementary reaction[J]. Journal of rocket propulsion, 2015, 41(1):36-42.

- [2] CURRAN H J, GAFFURI P, PITZ W J, et al. n-heptane, detailed mechanism, version 2 [EB/OL]. [2017-11-27]. <https://combustion.llnl.gov>.
[3] KATTA V R, AGGARWAL S K, ROQUEMORE W M. Evaluation of chemical-kinetics models for n-heptane combustion using a multidimensional CFD code[J]. Fuel, 2012, 93:339-350.
[4] WESTBROOK C K. Chemical kinetics of hydrocarbon ignition in practical combustion systems[J]. Proceedings of combustion institute, 2000, 28(2):1563-1577.
[5] VOSS S, MENDES M A A, PEREIRA J M C. Investigation on the thermal flame thickness for lean premixed combustion of low calorific H_2/CO mixtures within porous inert media[J]. Proceedings of combustion institute, 2013, 34(2):3335-3342.
[6] SOIKA A, DINKELACKEN F, EIPETZ A. Measurement of the resolved flame structure of turbulent premixed flames with constant Reynolds number and varied stoichiometry[J]. Symposium (international) on combustion, 1998, 27(1):785-792.
[7] O'YOUNG F, BILGER R W. Scalar gradient and related quantities in turbulent premixed flames[J]. Combust flame, 1997, 109(4):682-700.

(编辑:陈红霞)