

中国载人航天推进技术发展设想

李 平

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 回顾了航天大国运载火箭及推进技术发展历程, 重点分析了美国、俄罗斯等国航天运载器推进技术的发展现状和后续发展思路。通过对当前世界主流运载火箭的构型特点和推进技术水平的对比和发展趋势总结, 对中国未来发展载人航天运载器和先进推进技术的主要方向提出了建议。

关键词: 载人航天; 运载火箭; 液体火箭发动机; 推进技术

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2011) 02-0001-07

Development of propulsion technology for Chinese manned launch vehicles

LI Ping

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: The history and newly progress of main space powers in the area of space launch vehicles and their propulsion technologies are reviewed. The state-of-art and future developing ideas of propulsion technologies in the United States and Russia are analyzed emphatically. Comparing with differential technologies and propulsion levels of current popular launch vehicles, the developing trends of world space launch vehicles and their propulsion systems are summarized, and suggestions on developing advanced propulsion technologies for Chinese manned spaceflight launch vehicles are made.

Keywords: manned spaceflight; launch vehicle; liquid rocket engine; propulsion technology

0 引言

进入 21 世纪, 美国、欧洲、俄罗斯等国家和地区为适应世界新军事和政治变革, 竞相争夺太空开发的战略要地, 重新调整航天发展战略或

发展规划, 载人航天和深空探测活动重新受到重视, 运载火箭更新换代加快。

回顾国外运载火箭及推进技术的发展历程, 深入分析运载火箭推进技术的发展现状和趋势, 对于把握中国载人航天推进技术的发展具有重要意义。

收稿日期: 2010-10-13; 修回日期: 2010-12-06

作者简介: 李平 (1969—), 男, 研究员, 研究领域为液体火箭发动机、组合推进和特种推进技术

1 国外运载火箭及推进技术发展历程

1.1 美国

1.1.1 早期运载火箭和阿波罗载人登月计划

在冷战期间太空竞赛的刺激下,美国相继开展了水星计划和双子座计划等,发展了宇宙神、大力神、德尔塔 (Atlas、Titan 和 Delta) 火箭,完成了早期空间探测,推进剂为液氧煤油或有毒可贮存推进剂。

紧随载人航天竞争之后,美苏开始了登月竞赛。1961年5月美国开始阿波罗计划,完成人类首次登月。阿波罗飞船的运载火箭土星 V (Saturn V) LEO 能力首次超过百吨。采用了迄今为止推力最大的单推力室液体火箭发动机 F-1 (液氧煤油)。

1.1.2 航天飞机计划

1969年9月阿波罗登月后,美国正式提出了航天飞机计划。

航天飞机是世界上第一种可重复使用的航天运载器。SSME 是目前唯一有实用经验的可重复使用液体火箭发动机,推力调节范围达 65%~109%。SSME 有 2 个富燃发生器、4 台涡轮泵,至今依然是最复杂的液体火箭发动机系统。固体助推器 SRB 地面推力 14730 kN,至今仍然是最大的固体发动机。

1.1.3 可重复使用运载火箭和改进性一次运载火箭计划

在航天飞机成功的鼓舞下,美国自 1980 年代相继开展了单级入轨飞行器 X-30 和 X-33 研究,动力分别采用了组合发动机和先进线形塞式喷管氢氧发动机。由于技术难度过大,两个项目分别于 1995 和 2001 年取消。X-34、X-37、X-38 等也相关项目相继推迟和取消。

1986 年 1 月“挑战者”失事,1994 年美国国家航天运输政策重点转向改进现有一次性运载火箭 (EELV),以大幅度降低发射成本、提高可靠性,在满足美国发射任务同时参与国际商业发射。

德尔塔 IV 主推进是基于 SSME 和 J-2 发动

机研制的 RS-68 (图 1),推力为 2886kN,它采用燃气发生器循环,成本比 SSME 降低近 80%。RS-68 可实现推力 60%~100%调节。

宇宙神 5 采用双推力室高压富氧补燃循环液氧/煤油发动机 RD-180 (图 1),由俄罗斯能源机械联合在 RD-170 基础上研制,70%组件与 RD-170 相同,真空推力 4150kN,变推能力 47%~100%。

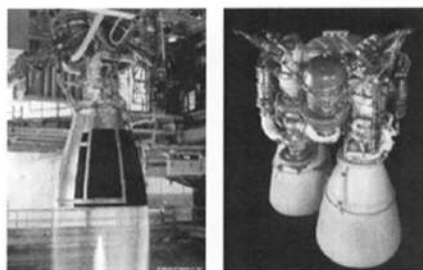


图 1 RS-68 (PW-R, LOX/LH₂) 和 RD-180 (Energomash, LOX/RP) 发动机

Fig. 1 RS-68 (PW-R, LOX/LH₂) and RD-180 (Energomash, LOX/RP) engines

1.1.4 星座计划 (Constellation Program) 和商业轨道运输服务 (COTS) 计划

2004 年 1 月,美国宣布了星座计划,规划 2020 年前重返月球;基于 RS-68B、J-2X 和 5.5 段 SRB 研制定人和载货运载火箭战神-1 和战神-5 (Ares 1 和 Ares5),。但 2010 年初,美国很快取消了星座计划,全力支持 COTS 计划和高效航天推进系统改进计划。

商业轨道运输服务 (COTS) 计划目的是推动私人航天发展高可靠、低成本的空间运输系统,满足 2011 年航天飞机退役后国际空间站人员和货物的运输。目前获得采购合同的是 SpaceX 的猎鹰-9 火箭/龙飞船 (Falcon 9/Dragon) 和轨道科学公司 (OSC) 的金牛座-2 火箭/天鹅座飞船 (Taurus 2/Cygnus),两种运载器主动力均采用液氧煤油发动机。

Space X 的猎鹰-9 是猎鹰-1 的放大型,LEO 能力为 9 t,一级使用 9 台 Merlin-1 (将来采用单台大推力发动机);二级使用 1 台 Merlin-1,地

面推力和比冲分别为 423 kN/271 s, 真空比冲为 304 s, 达到了当前开式循环液氧煤油发动机性能的最高水平(图2)。

轨道科学公司的金牛座-2 一级是 2 台 AJ26-58(图2, 即俄罗斯的 NK-33), 二级利用现有的固体发动机。

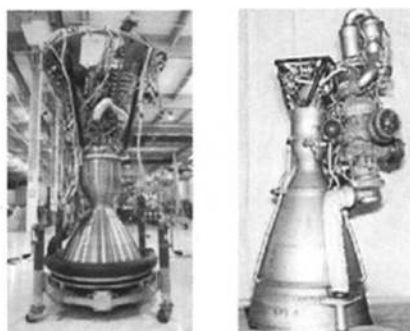


图2 LOX/RP 发动机 Merlin-1 (Space X) 和 NK-33 (Kuznetsov-Aeroflot) 发动机

Fig. 2 LOX/RP engines Merlin-1 (Space X) and NK-33 (Kuznetsov-Aeroflot)

1.2 俄罗斯(前苏联)

从目前俄罗斯研制型号看, 大多数采用了高性能补燃循环液氧煤油发动机, 这些特点也保证了俄罗斯在世界载人航天和商业航天活动中的地位。

1.2.1 早期战略液体导弹计划

按照美苏削减战略武器条约, 上世纪 90 年代开始, 俄将部分洲际弹道导弹改装为商业运载火箭。这些火箭普遍采用可贮存推进剂, 而采用发生器循环液氧煤油发动机的联盟系列仍是当今世界上最可靠、发射次数最多的载人运载火箭。

1.2.2 载人登月和航天飞机计划

前苏联载人登月和暴风雪航天飞机计划达到了其航天活动规模和技术水平的巅峰, 研制了著名的 N-1 火箭和能源号火箭。

N-1 火箭是苏联为了实施载人登月而研制的超重型运载。N-1 一级装有 30 台 NK-33, 二级装有 8 台 NK-43, 三级装有 4 台 NK-39。全部为高压补燃液氧煤油发动机。后因在登月竞争中失败, 项目下马。冷战后, 库存的 NK-33 和 NK-43 发动机库存产品出售给美国。

能源号(Energia)助推级由 4 个相同的助推器构成, 最初是作为天顶号一子级研制。助推器装一台 4 推力室并联 RD-170 发动机, 地面推力 7259 kN, 真空推力 7909 kN, 室压 24.5 MPa, 真空比冲 3300 m/s。RD-170 至今仍然是世界上推力最大的液体火箭发动机。能源号芯级底部装有 4 台 RD-0120 的氢氧发动机, 主要指标与美国航天飞机 SSME 相似。

能源号是世界起飞质量和推力最大的火箭, 其 LEO 达 105 t, 1987 年首次发射成功。

1.2.3 俄罗斯现役运载火箭及发展计划

俄罗斯现役运载火箭有联盟号、质子号, 及天顶号、旋风号、宇宙号, 其中后三种总体由乌克兰负责。

俄罗斯运载火箭型号虽多, 却没有形成系列, 而联盟号运载能力低、质子号有毒限制了俄罗斯航天的发展, 促使俄罗斯研制新型系列化液氧煤油运载火箭安加拉号(Angara), 以 RD-170 为基础研制了系列化的 2000 kN 级高压补燃液氧煤油发动机 RD-191(图3)。

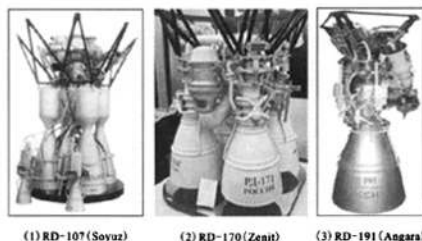


图3 俄罗斯(前苏联)先进的液氧煤油发动机
Fig. 3 Outstanding Russia (CCCP) LOX/Kerosene engines

1.3 欧洲和其它国家

欧洲阿里安(Ariane)1~4 为欧洲第一代运载火箭, 一、二级采用有毒推进剂, 发动机推力量级小。阿里安-5 运载火箭于 1998 年 10 月成功发射。阿里安-5 的 LEO 能力大于 20 t, 使用两台推力为 6470 kN 固体助推器 P230, 芯级采用 1300 kN 火神-2(Vulcan-2)氢氧发动机。

欧洲、中国、日本和印度等其它航天国家航天活动相对较少, 所研制的运载火箭和火箭发动机总和也无法与美国或俄罗斯之一抗衡。在载人

航天领域,也只有中国形成了独立的体系。

2 运载火箭构型和推进技术发展趋势

在中、重型运载火箭发展历史上,对火箭构型的发展做出过开创性贡献的只有美国和前苏联,它们也是航天推进各领域的开拓者。

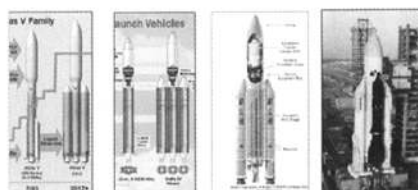
早期运载火箭运载能力小,费效比很低。冷战时期,在运载能力持续增加的强烈需求刺激下,火箭的级数不断增加,一级规模越来越大,美国和前苏联分别发展了起飞重量在3000 t级的超重型(国内称“重型运载”,对应系列为“小、中、大、重”)载人运载火箭土星-V和N-1,LEO能力达到100 t以上。但是,这种畸形发展模式的弊病很快暴露出来:其一,火箭一级规模太大(N-1直径达16.8 m),研发、生产甚至维持生产线成本都非常高,而用处却非常少,与商业发射不能兼容,以至于目前这类运载火箭连生产线也没能维持;其二,随着火箭级数的增加,分离次数增加,发动机数量增加,可靠性难以适应载人航天的高可靠性要求。模块化、捆绑构型为现代运载火箭的发展带来了转机。

2.1 当前世界航天运载火箭主流构型

在前苏联联盟火箭的启发下,现代中、重型运载火箭构型走上了模块化、标准化、捆绑助推、构型简洁的发展之路,减少了一级单个模块的规模和品种。

目前,各国主流的运载火箭一般不超过三级,重型火箭(西方标准,中国标准称“大运载”)普遍采用了“一级半”构型,小、中、重型运载火箭模块相互兼容,载人航天和商业航天相互兼容,促进了航天运载产业的健康发展。主流构型有以下四种(图4):

- 1) 联盟/宇宙神V型,即助推和芯级全液氧煤油型;
- 2) 德尔塔IV,即助推和芯级全氢氧型;
- 3) 航天飞机/阿里安-5型,即氢氧芯级搭配固体助推型;
- 4) 能源号/CZ-5型,即液氧煤油助推加氢氧芯级型。



(1) Atlas-5-HLV (2) Delta-IV-H (3) Ariane-5 (4) Energia

图4 当前世界主流的四种重型运载火箭构型

Fig. 4 Configurations of four typical heavy launch vehicles

2.2 各国航天运载火箭构型发展路线

经过多年发展,运载火箭形成了大推力的固体助推加液氢液氧芯级发动机、大推力的氢氧助推加氢氧芯级发动机、大推力的液氧煤油助推加液氧煤油芯级的三条发展主线。

美国在氢氧发动机和固体发动机领域水平最高。因此将氢氧芯级/固体助推作为主要方向,并得到欧洲和日本仿效,形成了一种典型的火箭构型。

当前美国商业和载人航天运载的主要方向是廉价高效的液氧煤油动力运载系统。星座计划取消后,政府全力支持的商业轨道运输服务(COTS)计划中,两种运载器主动力均采用了液氧煤油发动机。美国液氧煤油动力的发展采取技术引进(Atlas-5, Taurus-2)与自主研发(Falcon-9等)并重的策略。

俄罗斯(前苏联)液体火箭发动机研制能力很强。其研制的高压补燃氢氧发动机RD-0120与美国SSME相当,液氧煤油富氧补燃发动机RD-170技术水平则远高于美国F-1。其运载火箭则形成了大推力液氧煤油助推加液氧煤油芯级发动机、大推力的液氧煤油助推加液氧/液氢芯级发动机两条历史主线。

但是,俄罗斯现存的运载能力,则仅保留了高性能液氧煤油补燃发动机作为其未来的主力运载火箭推进,并在美国、中国、欧洲得到推广,形成一种典型的运载火箭构型。

2.3 航天运载火箭构型特点和发展趋势

世界各国载人航天运输系统大多采取的是重型和超重型运载与中型运载相结合的发展思路,

中型运载用于人员运输和货物补给，两种运载器相互支撑形成体系。但是，重型和超重型运载是一个国家载人航天能力的基础和核心，对于大型的深空载人航天活动不可或缺。为了对上述四种主流运载火箭构型进行分析，选取美国 Atlas-5-HLV、Delta-IV-H，欧洲的 Ariane-5-ES，中国的 CZ-5 这四种运载能力基本相当、“一级半”构型的中重型运载火箭进行了详细比较（表 1）。

表 1 国内外主流重型运载火箭的特征参数统计分析
Tab. 1 Characteristics and parameters of four typical heavy launch vehicles with different configurations

运载火箭构型	(1) Atlas-5-HLV	(2) Ariane-5-ES	(3) Delta-IV-H	(4) CZ-5 -E/B
总体构型特点	液煤芯级 + 液煤助推	氢氧芯级 + 固体助推	氢氧芯级 + 氢氧助推	氢氧芯级 + 液煤助推
起飞质量	956 t	733 t	760 t	850 t
芯一级直径(规模)	1 × Φ3.81 m	1 × Φ5.4 m	1 × Φ5.13 m	1 × Φ5.0 m
助推器直径(规模)	2 × Φ3.81 m	2 × Φ3.05 m	2 × Φ5.13 m	4 × Φ3.35 m
发动机数量	1+2+1= 4 台	1+2+1= 4 台	1+2+1/2= 4 台	2+2 × 4+2= 12 台
芯级单台推力 /kN	4152/3827@SL	3410/2886@SL	1390/960@SL	700/ 550@SL
助推单台推力 /kN	4152/3820@SL	3410/ 2886@SL	~7000/5860@SL	1300/1200@SL
典型的 LEO 载荷	29.42 t	21.9 t	21.0 t	25.0 t
换算 LEO 质量 *	29.1 t	22.2 t	22.3 t	25.2 t
LEO 载荷系数 *	0.0304	0.0303	0.0293	0.0304
总体规模 (结构件成本规模)	总体尺寸规模最小	总体尺寸规模较小	总体尺寸规模最大	总体尺寸规模较大
批生产便利性和 推进系统难度	总体构型最简单,便于 批产,只采用一型液煤 和一型氢氧两种发动机	总体构型较复杂,涉及 两型氢氧发动机和一 型固体发动机	总体构型最简单,便于 批产,只采用两型氢氧 发动机	总体构型较复杂,涉及 两型氢氧发动机和一 型液煤发动机
推进系统成本	液煤发动机成本最低	氢氧和固体成本最高	氢氧发动机成本较高	液煤和氢氧成本适中
推进剂 / 介质成本	大量推进剂为液氧煤 油,成本最低	固体成本高,液氢和液 氮成本较高	大量液氢和液氮增压 介质成本较高	液氢和液氮成本较高, 但总成本适中
使用维护复杂性	地面使用维护最容易	液氢和液氮使用维护 复杂,固体现场总装难	大量低温液氢和液氮 使用维护复杂	低温推进剂和液氮使 用维护较复杂
推进剂环保特性	推进剂无毒无污染	固体推进剂有污染	推进剂无毒无污染	推进剂无毒无污染

注：*1) 不同构型适应不同的轨道而优化，这里根据 LEO 特性曲线近似换算为 28.5°/260km 标准轨道； 2) 默认为真空推力，@SL 特指地面推力； 3) CZ-5 指标仅供参考； 4) 不考虑其非技术和非成本因素。

从发展趋势上看，当前运载火箭构型的基本特征是总体构型简洁、无毒无污染、发动机数量少、发动机品种少，其基础是大推力、高性能、绿色环保的推进系统。通过几种运载火箭构型特点和主要参数分析，可以得到如下结论：

1) 未来重型运载火箭普遍采用模块化、标准化组合的“一级半”捆绑构型，兼容中型运载

的要求。全液氧煤油构型的运载火箭无论是从火箭总体规模、推进系统成本、批生产便利性、推进剂和使用维护成本等方面分析，都是最为经济的，是未来运载火箭的主要发展方向。因此，美国在其它几种构型的运载火箭能力很强的条件下，仍然大力引进和发展高效、环保、价格低廉的全液氧煤油运载火箭。

2) 阿里安-5 固体助推加氢氧芯级构型重型运载成本较高、大型助推器污染较大,因此这一美国最成熟的优势技术并没有在美国得到商业推广。但是,液体助推研制代价较高且相对复杂,难以像固体助推一样形成系列化产品并容易提供足够的起飞推力。因此,对于各种构型的运载火箭芯级,采用中小型固体助推器作为辅助助推,是完善运载能力系列化的简单易行的途径。实际上,Delta IV 和宇宙神 5 系列产品中采购量最大的也是这种辅助构型的中型运载火箭,固体助推器捆绑数量从 1~5 个可以灵活选择。

3) 助推和芯级全氢氧构型,其总体规模、推进系统成本、推进剂和使用维护成本等方面都要远高于其它构型,至今仍然只有美国在 Delta-V-H 上采用;能源号/CZ-5 所采用的液氧煤油助推加氢氧芯级构型,总体规模适中,适应中国液氧煤油、液氧液氢和固体发动机三种推进技术发展水平,但是总体构型相对复杂,不是一种最经济有效、简单可靠的优化构型。比较而言,中国 CZ-7 运载火箭构型较 CZ-5 简单。

4) 除中国 CZ-5 运载火箭外,当前主流的重型运载火箭无论采用何种构型,各个组合模块普遍采用了单台、通用的大推力发动机,以提高可靠性,降低成本。发动机数量少、品种少、推力大将成为未来中重型运载火箭的发展趋势和典型构型特征。因此,研制单台推力 3000 kN 级液氧煤油发动机和单台 1500 kN 级氢氧发动机,是未来中国新一代运载 CZ-5 构型优化的方向之一。

5) 现代运载火箭上面级普遍采用高性能闭式循环发动机。高性能膨胀循环的氢氧发动机是超重型或重型运载火箭芯二级和上面级发展的主要方向,而中小型运载(特别是液氧煤油运载器)则倾向于选择补燃循环液氧煤油上面级,或常规可贮存上面级增强对任务的适应性。以阿里安-5 为例,从最早的 $\text{N}_2\text{O}_4/\text{MMH}$ 上面级,到芬奇(Vinci)发动机的上面级,GTO 能力将达到 12 t,比初始的 6.8 t 几乎提高了一倍。德尔塔和宇宙神火箭的发展也经历相同的发展过程。

6) 值得注意的是,在载人航天领域,低成本高可靠的开式循环液氧煤油发动机重新得到重

视。美国 COTS 计划的猎鹰-9 和欧洲与俄罗斯联合改进并运营的联盟火箭,反映了这一新的共识。

3 中国载人航天推进技术未来发展设想

中国载人航天运载火箭推进系统仍以上世纪 70 年代研制的常规发动机为主,新一代运载火箭短期内尚难以适应载人航天任务的可靠性要求。同时,中国新一代运载火箭发动机推力量级严重偏低,既不利于火箭构型优化,也无法满足未来载人登月和深空探测任务百吨级 LEO 的发射要求。

通过对运载火箭主流构型和推进技术的发展趋势分析,结合中国推进技术水平,提出发展中国载人航天运载火箭推进技术的几点建议。

3.1 依托新一代运载火箭,开展 1200 kN 级液氧煤油发动机可重复使用和持续改进研究,保证未来载人航天运载火箭的高可靠动力需求

大型载人航天活动如月球探测,普遍采用中型和(超)重型运载火箭搭配的方式,中型运载火箭用于低地轨道载人运输。

从经验看,中国 1200 kN 级推力的高压补燃液氧煤油发动机 YF-100,作为新一代运载火箭通用的主发动机和未来载人运载火箭的动力,开展可重复使用研究和大量商业化应用验证,是研制高可靠的中型载人运载火箭是一条重要途径。

实际上,美国土星-V 火箭的 F-1 发动机、俄罗斯的 RD-170、NK-33 等载人航天发动机都是按可重复使用要求来设计的,单台发动机地面试车的重复使用考核次数达到 20~50 次。对于载人航天液氧煤油发动机,按可重复使用设计和考核是一条基本标准。

载人航天对推进系统的可靠性要求极高,按普通的研制程序的定型发动机远不能满足要求。从国内对高压补燃发动机技术设计经验看,需要通过开展液氧煤油发动机系列化研制,提升对动力系统各个环节可靠性设计的认识水平;从 YF-100 发动机这一产品而言,只有经历类似 RD-107 和 YF-20 系列发动机一样不断持续改进和应

用验证,才能成就接近联盟号和 CZ-2F 可靠性标准的载人运载火箭,满足中国未来载人航天任务的特殊需要。

3.2 开展 2000kN 大推力氢氧发动机研制,重点提升发动机性能,满足未来重型运载不断提高的有效载荷需求

中国未来(超)重型运载火箭芯级氢氧发动机推力需求在 1500~2000 kN 级,高于现有 YF-77 发动机真空推力一倍以上,适当提高推力,重点提升比冲性能,开展载人航天超重型或重型运载火箭 1500~2000kN 液氧液氢芯二级或芯一级发动机的研制,是中国未来载人航天运载火箭推进系统需要努力的方向。

氢氧发动机是目前化学火箭发动机中性能最高的。中国开展 1500~2000 kN 级氢氧发动机的研制不仅可有效提高重型运载火箭运载能力,研制成果可充实氢氧发动机的产品型谱,用于新一代运载火箭 CZ-5 构型的优化。

3.3 提前筹划,动力先行,开展重型运载火箭 6000 kN 级大推力液氧煤油发动机研制,确保未来载人航天和国家航天运输能力基本需要

中国当前推进技术在推力量级等方面和主要的航天大国有很大差距,极大地制约了中国未来航天活动规模,甚至不足以满足当前新一代运载火箭 CZ-5 系列的需要。

中国未来(超)重型运载火箭大推力发动机的推力需求在 6000 kN 级,推力较大,商业适用范围并不广泛。因此,发动机采用双推力室(双管)总体方案,从技术难度和经济效益上都有明显的优势,是一条合理的途径。

6000 kN 级液氧煤油发动机采用双推力室方案,可充分利用现有研制基础条件在较短时间内研制出 3000 kN 单管液氧煤油发动机,中间成果可用于新一代运载火箭 CZ-5 系列构型优化,减少发动机数量,提高可靠性;第二步,在 3000 kN 发动机的基础上,通过 160 MW 级大功率涡轮泵攻关,研制 6000 kN 级大推力双管发动机,形成比较完整的液氧煤油发动机系列型谱,大幅度提升中国进入空间的基本能力和载人空间活动的范围。

3.4 配套开展先进上面级发动机和轨道转移发动机研制,进一步提高我国载人航天活动的技术水平和空间活动能力

重型运载器,无论构型,普遍配备高性能的氢氧膨胀循环上面级,更高性能、更大推力是氢氧上面级发动机的主要发展方向。随着低温推进剂空间储存技术的发展,氢氧发动机用于长周期载人空间轨道转移已成为可能。

未来中国补燃循环空间可贮存液氧煤油上面级和常规可贮存上面级将根据运载构型、系统规模 and 空间任务剖面需求得到发展,用于中小总冲量的中型和小型运载火箭上面级、各种载人空间探测等任务的轨道转移,是载人航天上面级推进系统的发展方向之一,也是当前中国载人航天轨道转移级推进系统现实的选择。

4 致谢

本研究得到西安航天动力研究所推进技术发展规划论证课题组、重型运载推进系统论证课题组等同事的帮助,在此谨致谢意。

参考文献:

- [1] SUTTON George P, EDWARDS Tim. Propulsion and power history of US and USSR [J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 30: 1-6.
- [2] CAVENY L H. Solid rocket enabling technologies and milestones in the United States [J]. Journal of Propulsion and Power, 2003, 27: 7-14.
- [3] 李东,程堂明.中国新一代运载火箭发展展望[J].中国航天,2008(2):13-16.
- [4] 李平,葛明龙,李楚林.欧洲航天动力规划与中国空间推进技术发展对策[J].火箭推进,2003(3).
- [5] 张小平,李斌.中国下一代航天主动力--大推力液氧煤油发动机研究[C]//中国航天第三专业信息网第31届技术交流会文集,2010,8.
- [6] 龙乐豪.中国航天运输系统发展展望[J].航天制造技术,2010(3):5-10.

(编辑:王建喜)