

# 大推力液体火箭发动机研究

谭永华

( 航天推进技术研究院, 西安 710100)

**摘 要:** 大推力火箭发动机是航天发展的基础, 是国家高科技水平和综合国力的体现。分析了运载火箭主动力发展的现状和趋势, 指出大推力液氧煤油发动机和液氧液氢发动机是发展方向和最佳组合。提出了我国重型运载火箭大推力液氧煤油发动机和液氧液氢发动机的总体方案和主要参数, 研究了两种发动机的关键技术及其解决途径。这两种大推力发动机的研制, 将为我国载人登月、深空探测等重大航天活动和空间利用提供动力支撑。

**关键词:** 液氧煤油发动机; 液氧液氢发动机; 载人登月; 重型运载火箭; 关键技术

**中图分类号:** V430 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-1328(2013)10-1303-06

**DOI:** 10.3873/j.issn.1000-1328.2013.10.002

## Research on Large Thrust Liquid Rocket Engine

TAN Yong-hua

( Academy of Aerospace Propulsion Technology, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** Large thrust rocket engine is the basic of aerospace development and the present of high-tech level and comprehensive national strength. The development condition and trend of launch vehicle main power system is analyzed, and the large thrust LOX/Kerosene rocket engine and LOX/LH<sub>2</sub> rocket engine are the development trend and the best combination in the future is put forward. In this paper, the general scheme and main parameters of large thrust LOX/Kerosene rocket engine and LOX/LH<sub>2</sub> rocket engine for heavy launch vehicle are researched, and the key technology and resolvent is put forward. The two kinds of large thrust engines will offer power for space using, momentous space activities of manned lunar and deep space exploration.

**Key words:** LOX/Kerosene rocket engine; LOX/LH<sub>2</sub> rocket engine; Manned lunar; Heavy launch vehicle; Key technology

### 0 引 言

动力系统是航天发展的基础和核心, 几十年航天活动中, 各航天国家均特别重视火箭发动机的研制, 美国和苏联-俄罗斯均研制出了多种大推力火箭发动机, 奠定了其航天强国的地位。

20 世纪 70 年代以来, 以 75 吨级的四氧化二氮/偏二甲肼发动机为主动力, 我国现役长征系列运载火箭完成了各类卫星发射任务, 实现了载人航天与探月工程的伟大壮举。九十年代以来, 我国开始研制 120 吨级液氧煤油发动机<sup>[1]</sup>和 50 吨级液氧液

氢发动机, 目前两种发动机基本完成研制, 将用于新一代系列运载火箭。经过几十年的发展, 我国建成了以液体火箭发动机为动力的航天运载工业体系, 为研制下一代大推力液体火箭发动机奠定了技术基础和保障体系。

根据载人登月等重大航天活动和大规模进入空间的需求, 近年来我国开展了登月模式、重型运载火箭及其动力系统的论证与研究<sup>[2-6]</sup>, 确定一级和助推级采用 500 吨级液氧煤油发动机、二级采用 200 吨级液氧液氢发动机的方案。

本文在分析国内外航天主动力的发展历程、现

状和趋势的基础上,指出大推力液氧煤油发动机和液氧液氢发动机是未来的发展方向和最佳组合,并重点研究了两种发动机的总体方案、技术参数和关键技术。

## 1 国外航天主动力的发展现状与趋势

火箭发动机技术路线的选择对运载火箭的可靠性、安全性、成本、环保性等有着重大影响,在一定程度上决定着一个国家航天技术的核心竞争力。

20 世纪 50 年代以来,苏联-俄罗斯的航天运载主动力一直采用以液氧煤油发动机为主、常规推进剂发动机和液氧液氢发动机为辅的发展路线<sup>[7]</sup>。1957 年,苏联成功研制推力 80 吨级的 RD-107/108 液氧煤油发动机,以此为动力,成功发射了第一颗人造地球卫星,并把第一名宇航员送入太空。

20 世纪 60 年代,苏联研制了 150 吨级的 NK-33 液氧煤油发动机,用于载人登月的 N-1 火箭<sup>[8]</sup>;研制了 150 吨级的 RD-253 常规推进剂发动机,用于质子号运载火箭;研制了 40 吨级的 RD-57 液氧液氢发动机,作为 N-1 火箭三、四级的备份发动机。

20 世纪 70、80 年代,苏联研制了 740 吨级的 RD-170 和 85 吨级的 RD-120 液氧煤油发动机、150 吨级的 RD-0120 液氧液氢发动机,用于能源号和天顶号运载火箭。九十年代以来,俄罗斯在继承 RD-170 发动机的基础上,研制了 400 吨级的 RD-180<sup>[9]</sup>和 200 吨级的 RD-191 液氧煤油发动机。

目前,俄罗斯在液体火箭发动机技术领域领先其它国家,运载火箭具有较强的竞争力,相关产品和出口美国、欧洲、印度、韩国,帮助各国研制大推力液氧煤油(甲烷)发动机;RD-180、NK-33 液氧煤油发动机出口美国,是美国主力火箭宇宙神 3/5 和阿塔瑞斯火箭的主动力;联盟号、天顶号和质子号运载火箭费效比较佳,是竞争力较强的运载火箭,被欧洲和美国大量引进,用于商业发射,其中联盟号是当前国际空间站载人和货运的主力运载火箭。正是液体火箭发动机与运载火箭的雄厚技术,奠定了俄罗斯航天强国的地位。

美国火箭发动机的发展历程较为曲折。20 世纪 70 年代以前,美国航天运载动力体系与苏联相似,以液氧煤油发动机为主,同时采用常规推进剂发动机和液氧液氢发动机。20 世纪 60 年代末,美国

研制成功 690 吨级的 F-1 液氧煤油发动机和百吨级的 J-2 液氧液氢发动机,用于土星 V 重型运载火箭,实现了载人登月的伟大壮举<sup>[10]</sup>。

20 世纪 60 年代至 70 年代初,为了满足军备竞赛需求,美国建立了庞大的固体发动机生产体系,大型固体发动机年产能超过 200 台。1972 年,美苏签署限制战略武器协议,固体洲际导弹需求极度下降。为保证就业,航天飞机选择动力系统方案时,采用了千吨级固体助推器和 160 吨级的 SSME 液氧液氢发动机。受其影响,欧洲的阿里安 5 和日本的 H-2 系列运载火箭也采用了这一模式,分别研制了百吨级的 Vulcain 和 LE-7 液氧液氢发动机。

20 世纪 90 年代以来,由于固体助推器成本较高,并造成环境污染,美国、欧洲和日本在商业发射市场上的竞争力落后于俄罗斯。为此,美国等西方国家开始积极引进俄罗斯液氧煤油发动机,以替代固体助推器。20 世纪 90 年代初,美国普惠公司引进 RD-420 液氧煤油发动机及其技术,进行了热试车<sup>[11]</sup>;航空喷气公司购买了 NK-33/43 液氧煤油发动机,成功用于阿塔瑞斯运载火箭<sup>[12]</sup>,并曾计划引进发动机生产线。1996 年,洛马公司用 10 亿美元购买了 101 台 RD-180 液氧煤油发动机,用于宇宙神 3/5 系列运载火箭<sup>[9]</sup>。同时期,美国以 SSME 液氧液氢发动机技术为基础,研制成功 290 吨级的 RS-68 液氧液氢发动机,用于德尔它 4 运载火箭。

引进液氧煤油发动机技术后,美国进行了相关的工作,开展了 RS-76、AJ-800、RS-84 等液氧煤油发动机研究。与此同时,以低成本为目标,美国民营的宇航公司迅速发展。2005 年以来,SpaceX 公司研制了灰背隼(Merlin)液氧煤油发动机,用于猎鹰(Falcon)1/9 运载火箭,获得成功<sup>[13]</sup>。

近年来,在战神 5 和 SLS 重型运载火箭论证中,考虑到已有的成熟技术和工业体系,NASA 采用了现有的固体助推器和液氧液氢发动机。但是,考虑到成本和环保等因素,在 SLS 火箭后续发展计划中,NASA 提出两种大推力液氧煤油发动机方案,开始改进 F-1 液氧煤油发动机,并启动 445 吨级液氧煤油发动机研制工作<sup>[14-15]</sup>。

分析未来航天运输主动力的发展其趋势为:

- (1) 强调低成本,提高商业发射的竞争力;
- (2) 重视环境保护,采用无毒环保的推进剂;

(3) 注重性能,采用高可靠性、高比冲、大推力的发动机。

根据上述趋势和国外发展情况,大推力液氧煤油发动机和液氧液氢发动机可靠性高、安全性好、使用成本低、无毒环保,是未来的发展方向和最佳的动力组合。其中,液氧煤油发动机密度比冲大,适用于助推级和一级;液氧液氢发动机比冲高,适用于二级和上面级以及长时间高空工作的一级。

## 2 我国重型运载火箭动力系统方案

21 世纪初以来,以载人登月为目标,我国相关科研院所进行了登月模式、重型运载火箭及其主动力方案的论证。其中,主发动机的选择是论证的焦点之一。

论证中,考虑了我国未来航天发展的需求、技术基础、保障条件、工业体系、动力型谱建设等因素,广泛讨论了不同推进剂组合、推力量级,最后决定以 500 吨级液氧煤油发动机和 200 吨级液氧液氢发动机为主方案。

以此为动力,重型运载火箭可采用三级半方案,4 个助推器各采用 1 台 500 吨级液氧煤油发动机,一级采用 4 台 500 吨级液氧煤油发动机,二级采用 2 台 200 吨级液氧液氢发动机,三级采用 2 台 50 吨级液氧液氢发动机的高空改进型。上述发动机中,500 吨级液氧煤油发动机和 200 吨级液氧液氢发动机均需要新研制,具有一定的技术难度。

根据我国目前的技术水平和工业基础,对研制流程和研制项目及保障条件进行了策划,计划用 10 年左右的时间完成发动机研制,为实现重型运载火箭飞行和载人登月提供动力保证。

## 3 500 吨级液氧煤油发动机研究

液氧煤油发动机密度比冲高、使用成本低、无毒环保,是运载火箭助推级和一级的最佳动力选择。根据重型运载火箭方案论证,大推力液氧煤油发动机海平面推力 4600kN,真空推力 5018kN,海平面比冲不小于 2980m/s,简称 500 吨级液氧煤油发动机。

为了确保设计余量,发动机设计海平面推力 4800kN,真空推力 5218kN,海平面比冲不小于 3000m/s<sup>[16]</sup>。

## 3.1 总体方案

500 吨级液氧煤油发动机采用补燃循环、分级起动、泵后摇摆,包括两台推力室、一台燃气发生器、一台涡轮泵、一台流量调节器、两台液氧主阀、两台推力室燃料主阀、一台发生器燃料阀等组件。发动机系统原理和结构见图 1 和图 2,主要技术特点如下:

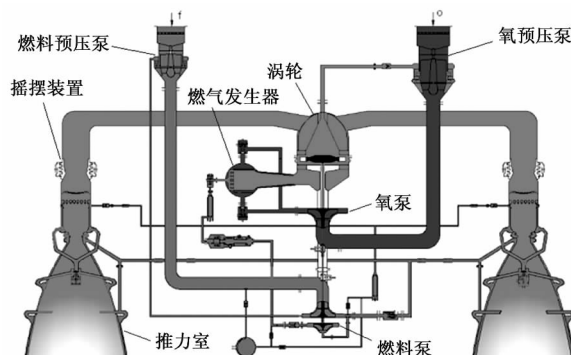


图 1 500 吨级液氧煤油发动机系统原理图

ig. 1 System Diagram of 500t LOX/Kerosene rocket engine

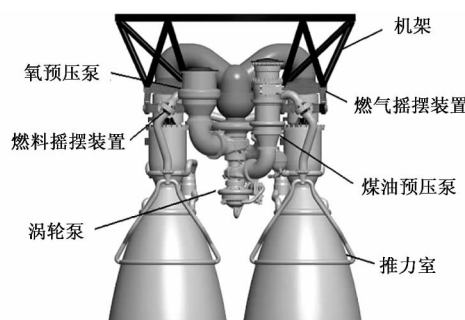


图 2 500 吨级液氧煤油发动机结构图

Fig. 2 Structure of 500t LOX/Kerosene rocket engine

- (1) 采用液氧煤油推进剂,无毒环保、使用成本低廉。
- (2) 采用高压补燃循环,技术先进,性能高。
- (3) 每台发动机均进行工艺检验试车,试车合格后交付,确保发动机的可靠性。
- (4) 采用分级起动,火箭起飞前进行初级检测,提高火箭的可靠性。
- (5) 采用泵后摇摆技术,可单向、双向摇摆,降低伺服机构摇摆力矩。
- (6) 可进行大范围推力和混合比调节,便于火箭总体优化。
- (7) 可提供高压煤油作为伺服机构动力源,提供热氧气或加热氢气为贮箱增压,使用方便。

(8) 采用两台推力室,降低研制难度,并可在此基础上研制 2400kN 的单推力室发动机,便于实现发动机型谱化。

### 3.2 关键技术及其解决途径

与我国现有液体火箭发动机相比,500 吨级液氧煤油发动机推力大幅度提高,设计、加工和试验的难度增加,加之发动机采用分级起动、泵后摇摆等新技术,需要突破多项关键技术。

#### (1) 大推力液体火箭发动机分级起动技术

大推力液体火箭发动机的起动方式可分为单级起动和分级起动,分级起动是在起动过程形成一个稳定工况,进行健康检测,如发现故障,及时实施关机。500 吨级液氧煤油发动机采用化学点火剂点火、分级自身起动,以提高火箭的起飞可靠性和安全性。分级起动技术将在继承现有起动过程仿真技术的基础上,进行点火起动方案设计、起动程序设计、起动分系统实物仿真试验,通过发动机整机热试车验证,确保发动机起动过程迅速、平稳,避免出现大的压力峰和温度峰及参数波动。

#### (2) 高温高压富氧燃气摇摆软管技术

推力矢量控制可采用泵前摇摆和泵后摇摆两种技术,泵后摇摆技术可以有效减轻发动机结构质量、减小发动机摇摆空间、降低伺服力矩,避免质心偏斜。因此,500 吨级液氧煤油发动机采用泵后摇摆方案。泵后摇摆的难点主要在于高温高压燃气摇摆软管,涉及高温、高压、富氧燃气介质、液氧冷却的大通径多层波纹管,以及材料、工艺和试验等问题。通过多层波纹管结构力学仿真及成型工艺试验、传热及热防护仿真,进行波纹管承压试验、摇摆试验、疲劳寿命试验及泵后燃气摇摆装置热试验,验证并优化设计和加工工艺,突破此项技术。

#### (3) 高效、稳定、长寿命推力室技术

推力室是液体火箭发动机将化学能转化为动能的核心装置,工作在高温高压的恶劣环境中,需要重点解决高效稳定燃烧技术和高压大热流推力室冷却技术。为了抑制高频不稳定燃烧,采用隔板、声腔以及组织喷注器能量释放等措施。为了解决推力室冷却问题,采用内壁电镀金属热防护镀层、多条冷却环带、高深宽比螺旋铣槽、喉部无焊缝成型及合理的冷却剂流路设计等技术。

#### (4) 大功率、高效涡轮泵技术

500 吨级液氧煤油发动机涡轮泵功率超过 100 兆瓦,转速达到 16000r/min,轴承 DN 值达到  $1.8 \times 10^6$ ,研制难度主要集中在轴系支撑结构、轴向力平衡、热防护、减振、轴承、密封等方面。为此,分别采用三轴四支点支撑方案、平衡活塞、涡轮局部冷却、燃气通道喷涂抗氧化热防护涂层、高效圆管式泵扩压器、镀膜轴承结构、组合式密封等技术措施,加以解决。

#### (5) 高精度大范围流量调节器技术

流量调节器是发动机起动过程控制、实现推力调节和工况稳定的关键组件,功能多、调节精度高、工作压力高。为此,转级过程采用分体式液力驱动,主级工况调节采用电机驱动等措施,来降低其研制难度,保证其工作可靠性。同时,开展内部复杂流场和动特性仿真计算、动静特性模拟试验、分系统模拟试验等加以解决。

#### (6) 大推力液氧煤油发动机制造与试验技术

500 吨级液氧煤油发动机组件尺寸大、结构复杂、工作流量大、压力高,涉及制造与试验的关键技术较多,主要包括:复杂结构喷注器装配钎焊技术、大尺寸喷管成形与加压钎焊技术、大尺寸复杂结构精密铸造技术、粉末冶金叶轮制造技术、高压燃气摇摆软管多层波纹管制造和装配技术、大功率泵水力试验技术、涡轮吹风试验技术、流量调节器动特性试验技术、大推力校验与测量技术、大流量低温推进剂流量测量技术等,这些关键技术需要结合能力建设和工艺攻关逐一解决。

## 4 200 吨级液氧液氢发动机研究

液氧液氢发动机比冲高、燃烧性能好、无毒环保,适应于运载火箭的二级、上面级以及长时间高空工作的一级。根据重型运载火箭方案论证,大推力液氧液氢发动机真空推力为 2200kN,真空比冲不小于 4240m/s,简称 200 吨级液氧液氢发动机。

### 4.1 总体方案

200 吨级液氧液氢发动机采用燃气发生器循环、泵前摇摆方案,主要包括推力室、燃气发生器、氢/氧涡轮泵、相关气/液路控制阀门等组件。发动机系统原理和结构见图 3 和图 4,主要特点如下:

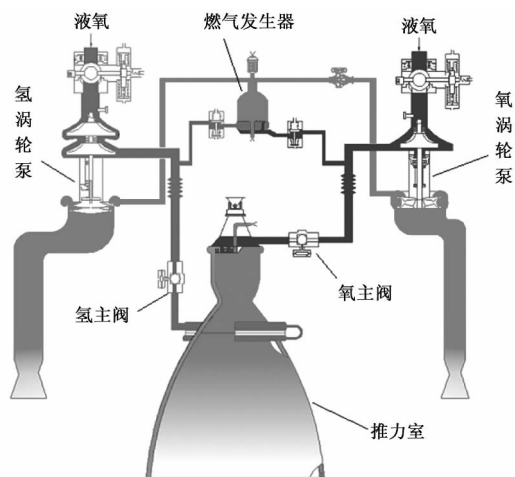


图 3 200 吨级液氧液氢发动机系统原理图

Fig. 3 System Diagram of 200t LOX/LH2 rocket engine

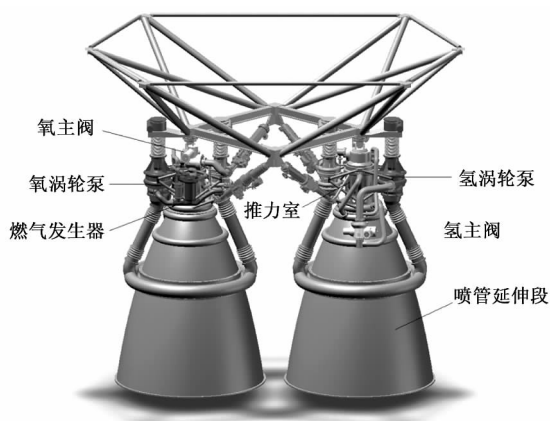


图 4 200 吨级液氧液氢发动机结构图

Fig. 4 Structure of 200t LOX/LH2 rocket engine

(1) 采用液氧液氢推进剂, 绿色环保、性能高。

(2) 采用燃气发生器循环方案, 系统简单、可靠性高, 研制难度小。

(3) 采用推力室再生冷却和涡轮燃气内汇大喷管技术, 提高比冲性能和冷却效果。

(4) 设置高压液路管路补偿器, 减小装配应力, 改善力学环境, 提高管路结构可靠性。

(5) 具备混合比调节能力, 可实现推进剂消耗量控制, 利于提高火箭运载能力。

(6) 可提供伺服机构用气, 提供贮箱增压气源, 实现贮箱自生增压。

#### 4.2 关键技术及其解决途径

与现役和在研氢氧发动机相比, 200 吨级液氧液氢发动机性能与结构参数均有大幅度提高, 是目前世界上推力最大的高空发动机, 发动机的设计、生

产和试验技术跨度较大, 对安全性和可靠性的要求更高, 需要开展一系列关键技术攻关工作。

##### (1) 大推力发动机高空点火与起动技术

200 吨级液氧液氢发动机采用火药点火、火药起动器起动, 需解决高空点火与起动技术。点火和起动过程是决定发动机可靠工作的关键环节, 时序设计不当会出现爆轰、压力峰, 甚至导致起动失败等严重后果。如何在满足各组合件设计指标内, 合理分配发动机起动能量, 使发动机安全、可靠地点火, 平稳、快速地进入额定工况, 是发动机研制的关键技术。理论分析与仿真计算、真空点火试验与系统级试验研究, 是解决 200 吨级液氧液氢发动机高空点火与起动的主要手段。

##### (2) 发动机结构动力学优化技术

大推力氢氧发动机在结构动力学方面的问题较为突出, 必须进行相应的优化研究。在确保火箭总体对发动机结构频率和动态刚度要求的同时, 保证发动机总体布局合理、结构紧凑、使用维护性好。将在充分继承现有经验的基础上, 通过理论分析与数字仿真, 设置高压液路补偿器等措施, 确保总体结构方案满足设计要求。

##### (3) 大热流、高效、稳定燃烧推力室技术

为了保证 200 吨级液氧液氢发动机燃烧装置在高压、大流量、大热流工况下的高效率和高稳定性, 采用声腔、隔板和阶梯式喷注器抑制高频不稳定性燃烧, 采用推力室身部与喷管上段再生冷却、喷管下段引入燃气冷却和辐射冷却相结合的冷却方案, 保证发动机的工作可靠性。

##### (4) 超大尺寸、高效、轻质喷管技术

为提高发动机比冲性能, 200 吨级液氧液氢发动机采用大面积比喷管, 喷管延伸段出口直径大, 是目前世界上尺寸最大的氢氧发动机喷管。为提高冷却效率和降低生产加工难度, 喷管采用分段设计和制造技术, 分为轻质合金再生冷却段和超大尺寸单壁涡轮排气冷却段两部分, 具有高效、轻质的特点。

##### (5) 低温、高效、高抗汽蚀涡轮泵技术

200 吨级液氢液氧发动机泵入口压力低、效率高、转速高, 工作温度低, 通过仿真分析与优化设计, 采用高抗汽蚀诱导轮和新型低温、低泄漏组合式动密封技术, 提高涡轮泵性能。

## (6) 大推力液氧液氢发动机制造与试验技术

200吨级液氧液氢发动机的推力和外廓尺寸在现有发动机基础上提升很大,需要开展大尺寸银钨铜饼材料与成型、高DN值混合陶瓷球轴承制造、高强度涡轮盘制造、大尺寸复杂结构钛合金和高温合金精密铸造、增强型钛合金异型材成型、高强度/大尺寸特种合金薄壁管等新材料、新工艺技术攻关;开展发动机高空模拟试验技术、试验台基础设施结构设计、与火焰导流防护技术等方面的研究,加以解决。

## 5 结 论

大推力火箭发动机是航天发展的基础,是航天强国的标志。大推力火箭发动机是实施载人登月、深空探测等重大科技工程的关键,并可以优化我国新一代运载火箭动力系统,为提高我国进入空间的能力和航天竞争力提供动力基础。

大推力液氧煤油发动机和液氧液氢发动机是运载火箭动力系统的发展方向和最佳选择。经多方案论证,我国重型运载火箭助推级和一级采用500吨级液氧煤油发动机、二级采用200吨级液氧液氢发动机。本文研究了两种发动机的总体方案和主要参数,梳理了关键技术,提出了解决途径。

两种大推力发动机的成功研制,将大幅度提升我国液体火箭发动机的研发水平和制造能力,成为我国未来航天发展的核心动力,为我国从航天大国迈向航天强国提供强大的动力支撑。

## 参 考 文 献

- [1] 张贵田. 高压补燃液氧煤油发动机[M]. 北京: 国防工业出版社, 2005.
- [2] 龙乐豪. 我国载人登月技术途径探讨[J]. 前沿科学, 2008, 2(4): 29-38. [Long Le-hao. Discussion of the technical route for china manned lunar-landing[J]. Frontier Science, 2008, 2(4): 29-38.]
- [3] 盛英华, 张晓东, 梁建国, 等. 载人登月飞行模式研究[J]. 宇航学报, 2009, 30(1): 1-7. [Sheng Ying-hua, Zhang Xiao-dong, Liang Jian-guo, et al. A study of the human lunar exploration mission modes[J]. Journal of Astronautic, 2009, 30(1): 1-7.]
- [4] 李湘宁, 刘宇. 重型火箭下面级发动机基本参数分析[J]. 航空动力学报, 2009, 24(4): 938-944. [Li Xiang-ning, Liu Yu. Basic parameters analysis of first stage engine system for heavy lift vehicle[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(4): 938-944.]
- [5] 龙乐豪. 关于中国载人登月工程若干问题的思考[J]. 导弹与航天运载技术, 2010, 310(6): 1-5. [Long Le-hao. On issues of china manned lunar exploration[J]. Missiles and Space Vehicles, 2010, 310(6): 1-5.]
- [6] 李斌, 丁丰年, 张小平. 载人登月推进系统[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2011.
- [7] Sutton G P. History of liquid-propellant rocket engines in Russia, formerly the Soviet Union[J]. Journal of Propulsion and Power, 2003, 19(6): 1008-1037.
- [8] John P M, Lynn M S, Vick C P. An investigation into the causes of the soviet N-1 moon rocket failures[R]. AIAA Paper 99-2758, 1999.
- [9] Katargin B I, Chvanov V K, Chelkis F Y. RD-180 program history[R]. AIAA Paper 2001-3552, 2001.
- [10] Saturn: development, details, derivatives and descendants, work in progress. <http://www.webcreations.com>.
- [11] Marguerite C C, Robert C G, Alan B M. Live fire testing of the NPO energomash RD-420 rocket engine at pratt & whitney[R]. AIAA Paper 1996-2608, 1996.
- [12] William G. Antares conducts a flawless maiden launch. <http://www.nasaspaceflight.com/2013/04/orbital-antares-debut-launch-attempt>, 2013, 4, 21.
- [13] SpaceX launches Falcon 9/Dragon on historic mission. [http://www.nasa.gov/exploration/commercial/cargo/spacex\\_launch.html](http://www.nasa.gov/exploration/commercial/cargo/spacex_launch.html), 2012, 5, 22.
- [14] World's most powerful engine blazes path for space launch system advanced propulsion. [http://www.nasa.gov/exploration/systems/sls/fl\\_test.html](http://www.nasa.gov/exploration/systems/sls/fl_test.html), 2013, 1, 24.
- [15] Anthony Y. SLS block II drives hydrocarbon engine research. <http://www.thespacereview.com/article/2217/1>, 2013, 1, 14.
- [16] 谭永华. 中国重型运载火箭动力系统研究[J]. 火箭推进, 2011, 37(1): 1-6. [Tan Yong-hua. Research on power system of heavy launch vehicle in China[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2011, 37(1): 1-6.]

作者简介:

谭永华(1964-),男,研究员,主要从事液体火箭发动机研究。

通信地址: 西安市15信箱(710100)

(编辑: 张宇平)