

我国可重复使用液体火箭发动机发展的思考

李 斌¹, 张小平², 高玉闪²

(1. 航天推进技术研究院, 陕西 西安 710100; 2. 西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 重复使用是降低航天发射成本的重要途径之一, 是液体火箭发动机未来发展的重要方向。本文分析了可重复使用液体发动机的发展趋势, 针对可重复使用运载器对发动机功能的需求, 探讨了动力系统方案; 对比了液氧煤油和液氧甲烷等推进剂组合和不同循环方式, 认为几种发动机方案均可满足重复使用运载器的需求; 研究了重复使用发动机的关键技术, 提出应重点研究可重复使用液体火箭发动机高温组件热结构疲劳寿命评估及延寿技术、运动组件摩擦磨损技术、结构动载荷控制与评估技术、快速检测评估与维修维护技术、健康监控与故障诊断技术、二次或多次起动技术与大范围推力调节技术等。

关键词: 重复使用; 液体火箭发动机; 推进剂; 推力; 关键技术

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2017) 01-0001-07

Consideration on development of reusable liquid rocket engine in China

LI Bin¹, ZHANG Xiaoping², GAO Yushan²

(1. Academy of Aerospace Propulsion Technology, Xi'an 710100, China;

2. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: Reusability is an important way to reduce the cost of space launch, and is an important direction for the future development of liquid rocket engine. The development tendency of reusable liquid rocket engine is described in this paper. The power systems are discussed according to the demands of engine functions of the reusable launch vehicle (RLV). The combination of LOX/Kerosene and LOX/Methane propellants as well as their different cycle modes are compared. It is found according to the comparison that all these mentioned above can meet the needs of RLV. The key technologies of the reusable engine were studied, which indicates that the assessment technologies for thermal fatigue of high-temperature engine components, motion assembly friction and wear, structural dynamic load control, rapid detection of repair and maintenance, health monitoring, fault diagnosis secondary or multi-start, and wide-range thrust modulation should be researched emphatically.

Keywords: reusability; liquid rocket engine; propellant; thrust; key technology

收稿日期: 2016-07-03; 修回日期: 2016-07-11

作者简介: 李斌 (1969—), 男, 研究员, 研究领域为液体火箭发动机

0 引言

2015年以来,蓝源公司成功发射并回收新谢帕德飞行器,SpaceX公司回收猎鹰9运载火箭的一子级,引起各国航天界对重复使用技术的高度关注。

实现重复使用,大幅度降低成本,是航天运载技术发展的重要方向。上世纪八十年代初以来,美国成功研制了部分重复使用的航天飞机,开展了X-33,K-1等重复使用运载器研制,目前正在进行XS-1重复使用运载器研究,提出了发动机重复使用的火神运载火箭。俄罗斯(前苏联)开展了能源-暴风雪号、MAKS等重复使用运载器研制,提出了贝加尔重复使用助推器方案。欧洲、日本也进行了相关研究^[1]。

动力系统是航天运载器的重要组成部分,各国开展了多个型号重复使用发动机的研制。美国航天飞机SSME发动机是人类最早实现重复使用的火箭发动机,采用液氧液氢推进剂、补燃循环,此外美国还开展了RS-2200液氧液氢气动塞式喷管发动机、RS-2100液氧液氢全流量补燃循环发动机^[2]研制,进行了RS-84、RS-76和TR-107液氧煤油补燃循环发动机、RS-83和COBRA液氧液氢补燃循环发动机研究。目前,美国SpaceX公司正在验证Merlin 1D液氧煤油发动机的重复使用能力,并进行Raptor液氧甲烷发动机研制;美国蓝源公司研制成功BE-3液氧液氢发动机,用于新谢帕德飞行器,同时正在研制BE-4液氧甲烷富氧补燃循环发动机,计划2019年用于火神运载火箭,通过直升机空中回收,实现发动机的重复使用。俄罗斯(前苏联)在重复使用火箭发动机领域也进行了大量工作,上世纪六十年代研制的NK-33液氧煤油补燃循环发动机^[3]具有较长的工作寿命,1996年被美国航空喷气公司购买,曾计划用于K-1重复使用火箭^[4-5]。上世纪八十年代,苏联研制成功RD-170液氧煤油发动机和RD-0120液氧液氢发动机,按重复使用设计。苏联能源机械联合体以RD-170发动机为基础,开展了RD-701可重复使用三组元发动机研究^[6]。2000年后,俄罗斯赫鲁尼切夫国家科研生

产中心以RD-191液氧煤油补燃循环发动机为动力,提出贝加尔号可重复使用火箭助推级方案。2004年开始,欧洲开展了VEDA液氢液氧补燃循环发动机研究,用于新一代两级完全重复使用运载器。同时,提出VOLGA等重复使用液氧甲烷发动机方案,并开展了多项关键技术研究^[7]。

根据技术发展情况分析,可重复使用液体火箭发动机的技术发展趋势是:使用次数15次至100次,推进剂主要为液氧煤油或液氧甲烷,循环方式主要为补燃循环,发动机推力需要根据具体任务采用多台中小推力发动机组合或1-2台大推力发动机。相比一次性使用运载火箭,重复使用运载器对动力系统提出更高的要求,需要实现数十次至上百次的重复使用、具备故障诊断、快速检测与维护等功能;对于垂直着陆的方案,发动机还需要满足二次或多次起动、大范围推力调节等要求。这些要求带来了发动机设计状态的变化和新的关键技术,在较大程度上影响着重复使用发动机乃至运载器技术方案的优化选择甚至技术可行性。

多年来,我国密切跟踪国外技术进展,开展了可重复使用液氧煤油发动机、液氧液氢发动机、液氧甲烷发动机关键技术攻关,进行了涡轮泵轴承与密封、推力室冷却、故障诊断、大范围工况调节、多次点火与起动等技术研究,取得了一些成果^[8]。本文在分析可重复使用发动机技术发展趋势的基础上,探讨了垂直着陆运载器的发动机方案,对比了不同推进剂组合和循环方式的发动机方案,研究了可重复使用发动机的关键技术,供发展可重复使用发动机参考借鉴。

1 可重复使用运载器对动力系统的需求分析

根据未来航天发射市场的发展趋势,低成本的小、微卫星将有大幅度的增长,可重复使用运载器可以以此为切入点,瞄准500 kg以下的LEO运载能力,运载器起飞推力为百吨级,通过降低运载器的规模控制研制风险,相关技术成熟和发射市场增长后,进一步发展中大型可重复使用运载器。

航天运载器动力系统可以采用少台数的大推力发动机和多台数的中小推力发动机。猎鹰9等运载火箭采用多台发动机的方案,为了确保运载器的可靠性,需要采用发动机冗余。但是,液体火箭发动机工作过程复杂,故障诊断与防护技术并不十分成熟,因此主流的发展趋势是少台数大推力发动机方案。

以火箭发动机为动力的可重复使用运载器均采用垂直起飞,降落方式主要包括水平着陆、垂直着陆和降落伞回收。其中,垂直着陆需要发动机再次起动工作^[9]。因为返回时子级的质量较轻,需要的推力约为起飞推力的1/10左右,以便使推力与重力相匹配,如猎鹰9起飞时9台发动机同时工作,减速下降阶段发动机工作台数降至3台,着陆阶段仅1台发动机工作,而且需要70%的推力调节。

我国未来小型可重复使用运载器的动力系统可以采用如下两种方案:

1) 单台百吨级主发动机方案。如果采用水平着陆或降落伞回收,则1台发动机可以完成任务。如果采用垂直着陆,则可以增加1台10吨级的4推力室游机,主发动机固定,依靠游机完成矢量控制,起飞时两台发动机同时工作,返回时游机再次起动工作,根据需要游机具备80%~100%的推力调节能力。此方案可以降低大推力主发动机的技术难度,同时游机改进后可以用作二级发动机。根据我国目前航天动力的发展情况,可以以YF-100发动机为主机,在YF-115发动机的基础上研制游机;或者研制百吨级和10吨级的液氧甲烷补燃循环发动机。

2) 多台小推力发动机方案。运载器的一级可以采用5台25吨级发动机,边上4台发动机切向摇摆,起飞时提供推力矢量;二级采用1台该发动机的真空型。对于垂直着陆,返回时一级的中心发动机再次起动工作,双向摇摆提供推力矢量,并进行50%~100%的推力调节。发动机可以采用液氧煤油和液氧甲烷补燃循环发动机。

上述两种方案中,百吨级发动机便于未来的进一步发展,可满足更大重复使用运载器的发展需要,因此应重点关注百吨级发动机方案。

2 推进剂组合与动力循环方式比较

2.1 推进剂组合比较

可重复使用液体火箭发动机的推进剂组合主要包括液氧液氢、液氧煤油和液氧甲烷等。液氧液氢比冲最高,美国航天飞机的SSME发动机、X-33单级入轨运载器的RS-2200发动机等即采用此推进剂。液氧煤油是目前航天主动力使用最多的推进剂组合,包括俄罗斯的RD-170, RD-180, RD-191, NK-33和SpaceX公司的Merlin 1D等发动机。液氧甲烷推进剂组合也受到重视,欧洲联合俄罗斯开展了多种液氧甲烷发动机研究,2011年美国开始研制推力2 446 kN的BE-4液氧甲烷发动机计划用于火神运载火箭,通过直升机空中回收发动机实现重复使用。

在3种推进剂组合中,液氧液氢的比冲高出液氧煤油和液氧甲烷近1 000 m/s,但是由于液氢密度过低,液氧液氢发动机的组合密度只有 362 kg/m^3 。对于助推级和一子级来说,如果推进剂密度低,则需要增加贮箱容积,导致运载器体积庞大;而对上面级来说,比冲对运载能力的提升更为关键。因此,2000年以来各国研究的航天运载器的助推级和一子级主要采用高密度比冲的液氧煤油和液氧甲烷推进剂,液氢液氧则更适应于上面级。

液氧煤油和液氧甲烷的对比分析如下:

1) 对运载能力的影响。液氧甲烷比冲比液氧煤油高约3%,而液氧煤油的组合密度比液氧甲烷高约27%,导致液氧煤油的密度比冲比液氧甲烷高23%。国内外研究表明,相同起飞质量的运载火箭,采用液氧煤油和液氧甲烷运载能力基本相同,两种推进剂组合对运载能力的影响较小^[10-11]。

2) 推进剂来源与成本。甲烷是液化天然气(LNG)的主要成分,在部分产地的液化天然气中甲烷含量达到99%以上,可以直接使用;火箭煤油为化工产品,与汽油和普通煤油相比,只要控制分馏点即可获得。因此,煤油和甲烷同样来源广泛。甲烷(纯度97%左右液化天然气)的价格约为6元/kg,煤油约为15元/kg,但甲烷为低

温推进剂,在运输、贮存和加注等过程有蒸发损耗,同时需要一定的安全费用,两者的成本基本相当,对发射成本影响较小。

3) 推力室冷却问题。冷却性能对推力室寿命影响较大,甲烷比热容高、结焦温度高、粘度小,是较为理想的冷却剂,适应于重复使用推力室的冷却。煤油的冷却性能明显差于甲烷,但是通过液氧煤油发动机的研制经验和重复使用研究,以煤油为再生冷却剂的推力室寿命可以达到30次以上。因此,甲烷的冷却性能高于煤油,但煤油也可以满足重复使用推力室冷却的要求。

4) 燃气积碳问题。煤油在富燃燃烧时存在比较严重的积碳问题,将导致涡轮堵塞影响发动机推力,但分析美国 F-1 等发动机的多次试车、Merlin 1 发动机的重复使用,说明积碳问题对发动机的重复使用影响不大。甲烷在富燃燃烧时积碳极少,基本上没有影响。对于采用富氧补燃循环的发动机,无论煤油还是甲烷均不存在涡轮燃气积碳问题。

5) 涡轮与燃气通道寿命问题。液氧煤油补

燃循环发动机采用富氧补燃循环,高温富氧环境一般需要采用抗氧化的涂层,重复使用发动机多次的压力和温度循环使涂层的贴合性受到影响,如果涂层材料或工艺处理不好可能发生涂层破损或脱落,影响发动机寿命。根据相关经验,现有的涂层材料和工艺可以满足十次以上的使用要求,更多的次数需要进一步研究。液氧甲烷补燃循环发动机则可以采用富燃燃气,避免此问题。

6) 使用维护问题。煤油为常温推进剂,加注过程简单方便,有利于缩短发射周期;但重复使用后,需要泄出发动机内腔积存的煤油。甲烷为低温推进剂,加注时需要进行吹除、预冷等工作,并确保蒸发的甲烷气体安全排放或回收;但发动机回收后甲烷全部挥发,重复使用时内腔无需处理。因此,煤油和甲烷的使用维护性均满足重复使用的要求。

综上所述,液氧煤油和液氧甲烷两种推进剂组合均适应于重复使用助推级和一子级,无明显差异。目前,液氧煤油发动机的研究更为深入,而液氧甲烷的研究较为滞后。

表 1 几种循环方式液氧甲烷发动机的性能参数与比较

Tab. 1 Comparison of performance parameters for LOX/Methane engine with different cycle modes				
参数名称单位	燃气发生器循环	富氧补燃循环	富燃补燃循环	全流量补燃循环
海平面推力/kN	1 000	1 000	1 000	1 000
真空推力/kN	1 141	1 113	1 113	1 112
海平面比冲/(m/s)	2 780	3 054	3 054	3 068
真空比冲/(m/s)	3 171	3 399	3 399	3 413
发动机混合比	2.9	3.2	3.2	3.2
燃烧室压力/MPa	10.0	20.0	20.0	20.0
涡轮功率/MW	18.1	44.2	37.7	25.9/23.8*
燃气发生器温度/K	998	732	1 005	512/896**
推进剂组合密度/(kg/m ³)	796	815	815	815
优点	涡轮泵功率小、 发动机质量轻、 发动机成本低	比冲高、结构尺寸小	比冲高、结构尺寸小	比冲高、结构尺寸小、 燃气温度低、涡轮泵 密封要求低
缺点	比冲低、“液-液” 燃烧稳定性较差	富氧燃气对材料要求 高、系统压力高	系统压力高	系统压力高、系统复 杂、结构质量大

注: * 氧化剂涡轮功率为 25.9 MW, 燃料涡轮功率为 23.8 MW;

** 富氧燃气发生器温度为 512 K, 富燃燃气发生器温度为 896 K。

2.2 动力循环方式比较

大推力液体火箭发动机可以选择的循环方式主要包括: 燃气发生器循环、富氧补燃循环、富燃补燃循环和全流量补燃循环等, 以液氧甲烷发动机为例进行分析比较, 不同循环方式的发动机性能参数和比较结果见表 1。发动机循环方式的对比分析如下。

1) 对重复使用次数的影响。燃气发生器循环系统压力低, 富燃补燃循环对涡轮和燃气通道的影响小, 排序应为燃气发生器循环、富燃补燃循环、全流量补燃循环、富氧补燃循环。根据国内外研究情况, 补燃循环中 SSME 发动机设计寿命 55 次, 美国 2000 年前后提出的几种发动机重复使用次数为 50 至 100 次; 我国液氧煤油发动机推力室和涡轮泵等主要组件初步计算表明寿命可以达到 30 次以上。因此, 燃气发生器循环发动机使用次数更多, 但补燃循环也可以达到 30 次以上。

2) 对研制难度的影响。总体来说, 发动机研制难度排序应为燃气发生器循环、富燃补燃循环、富氧补燃循环、全流量补燃循环。然而, 目前液体火箭发动机技术较为成熟, 具备研制各种循环方式发动机的技术和材料基础。因此, 燃气发生器循环发动机研制难度较低, 但补燃循环技术也已成功掌握。

3) 对发射成本的影响。燃气发生器循环发动机对材料、制造、试验的要求相对较低, 发动机自身成本低于补燃循环发动机。但是, 补燃循环比燃气发生器循环的比冲高 10% 以上, 可以将运载火箭的发射能力提高 20% 左右, 对发射成本的影响显著。因此, 除 Space X 公司外, 2000 年以来各国提出的发动机方案大部分为补燃循环。

综合比较, 补燃循环技术先进, 可以有效降低航天运载器的发射成本, 代表着液体火箭发动机的发展方向。对于液氧甲烷发动机, 富燃补燃循环发挥了甲烷的优点, 是较佳的选择。对于液氧煤油发动机则应采用富氧补燃循环。

3 可重复使用液体火箭发动机关键技术研究

液体火箭主发动机工作条件恶劣, 实现重复

使用必须区分发动机中需要替换的少部分一次性使用组件和大部分多次重复使用组件。对一次性使用的组件, 可以利用现有的设计与考核手段对其进行优化, 对重复多次使用的发动机组件则需要开展深入的基础研究, 解决多项关键技术, 主要包括: 高温组件热结构抗疲劳寿命评估及延寿技术、运动组件摩擦磨损技术、结构动载荷控制与评估技术、快速检测评估与维修维护技术、健康监控与故障诊断技术、二次或多次起动技术与大范围推力调节技术等。

1) 高温组件热结构抗疲劳寿命评估及延寿技术

液体火箭发动机的高温组件包括推力室、燃气发生器、涡轮、燃气导管等, 这些高温组件在严酷的热循环条件下工作, 形成了结构内部温度分布的严重不均和瞬时骤变。这种瞬态温度分布会产生较大的热载荷, 有可能超过结构的机械载荷; 同时剧烈的温度变化, 可能使材料的热学性能和力学性能发生变化, 多次重复使用引起的热载荷循环加卸载, 导致结构发生热疲劳失效。目前, 液氧煤油发动机的推力室采用再生冷却、液膜冷却和金属隔热镀层等组合冷却, 根据热疲劳寿命初步评估, 寿命可以达到 30 次以上, 未来需要进一步优化冷却结构, 进行组件热循环考核。根据涡轮泵转子和壳体瞬态热强度分析和低周疲劳寿命损耗研究, 气动力和离心力所造成的影响较小, 应力峰值主要出现在起动和关机过程, 由于温度剧烈变化, 导致很大的温度梯度, 循环次数达到一定数量后热膨胀变形可能引起疲劳裂纹萌生, 未来需要开展结构抗疲劳优化、材料和工作寿命提升技术研究, 以及高温组件热循环疲劳寿命考核, 针对富氧补燃循环液氧煤油发动机热端结构的热障涂层在重复使用中的开裂、脱落机理, 内部缺陷监测与诊断方法, 工作寿命预估与考核, 开展相关基础研究。

2) 运动组件摩擦磨损技术

液体火箭发动机的运动组件主要包括高速旋转的涡轮泵密封和轴承等, 这些组件工作在高压高速低润滑环境下, 易磨损失效, 是制约发动机长时间、多次工作的关键环节。目前, 已开展了

可重复使用发动机密封和轴承的研究,在密封动环端面喷涂陶瓷涂层,开展了涂层工艺研究和不同摩擦副材料的摩擦试验,优化了摩擦副配对材料,采用全空间逐点优化方法优化了螺旋槽密封结构;进行了轴承滚珠滚道镀膜、离子束辅助沉积复合固体润滑膜研究,在交变载荷条件下通过了3小时、20次起停试验。未来需要在此基础上进一步研究流体动密封,进行组合式密封试验研究,优选组合式密封的结构和参数,开展适应性改进设计,提高涡轮泵密封的长时间、多次使用能力;同时优选轴承膜层材料和结构,研究镀膜技术,提高轴承及其膜层的使用寿命和次数。

3) 结构动态载荷控制与评估技术

液体火箭发动机推力室、涡轮泵、燃气发生器、推进剂供应管路等激励源产生的振动、冲击等动态载荷是影响发动机结构寿命与可靠性的关键因素,根据发动机重复使用的要求,未来需要进一步考虑动态载荷对可重复使用发动机组件使用寿命与可靠性的影响。通过建立发动机虚拟试验样机,掌握发动机整机结构动特性;开展多振源载荷传递路径分析,根据路径载荷特征开展发动机结构动响应预示研究及多振源耦合激励下结构疲劳寿命预估研究,对响应过大组件采取进一步的减振、吸振、隔振等控制措施,以满足长寿命、多次使用、高可靠性设计要求;同时分析燃烧激励、流体激振、转子动力学特性等对各激励源子结构寿命的影响,并就如何改善各激励源的载荷环境、延长使用寿命和使用次数进行研究;通过优化点火流量与点火时序以及吹除流量,减小发动机启动、关机产生的冲击载荷对整体结构疲劳寿命的影响。

4) 快速评估检测与维修维护技术

重复使用发动机使用返回后,需要进行相关检测,评估发动机状态和剩余寿命,如有故障则需要判断是否可维修并提出维修方案,进行必要的维护维修,达到再次使用要求。需要根据重复使用的要求,参考航空发动机检测项目和方法,重新梳理和完善发动机重复使用检测方法,形成产品状态和剩余寿命评估评价标准;优化维修维

护流程,降低发动机使用维护要求,简化处理操作,缩短处理周期,减少人为差错,提高再次发射的效率。

5) 健康监测与故障诊断技术

健康监测与故障诊断技术是提高可重复使用运载器动力系统可靠性的有效途径。在发动机工作时实时监测压力、转速、温度、振动、压力脉动、位移等数据,判定发动机工作是否正常,如有故障则需要判定故障的部位、类型、原因、严重程度和影响,必要时采取降低工况、关机甚至返场等措施,提高飞行任务的安全性。可重复使用发动机健康监测与故障诊断技术需要研制各类高可靠的传感器、研究各种故障模式、制定可靠的控制策略。

6) 二次或多次起动技术与大范围推力调节技术

对于垂直着陆的重复使用运载器,发动机还需要具备二次或多次起动与大范围推力调节能力。由于液氧煤油、液氧甲烷和液氧液氢均为非自燃推进剂,推力室和燃气发生器均需要点火,发动机需要构建新的再次点火系统,开展热泵起动、关机后和再次起动前的处理技术研究。大范围推力调节发动机需要设置调节元件,喷注器、冷却结构、涡轮泵等关键组件应适应宽范围工作,需要研究确定调节方案,进行大范围推力调节过程的非线性动态仿真研究,研制高精度大范围调节器,在各种工况下开展关键组件特性试验,研究推力室和涡轮泵等核心组件的适应性,研究推力调节控制规律等。

4 结论

1) 重复使用有望成为大幅度降低航天发射成本的重要途径,是航天运载技术发展的重要方向。在当前的技术水平下,可重复使用运载器的助推级和一级应选择火箭动力。为了降低研制难度和技术风险,并根据小卫星的发展需求,可以以小型可重复使用运载器为切入点。

2) 液氧煤油和液氧甲烷是运载火箭一子级和助推级的较佳选择,补燃循环和燃气发生器循环均可实现30次以上重复使用的目标,我国已

构建了液氧煤油动力体系, 开展了液氧甲烷发动机研究, 具备了可重复使用发动机研制的基础。

3) 可重复使用液体火箭发动机涉及多项关键技术, 应持续开展研究工作。

参考文献:

- [1] 曹志杰. 国外可重复使用运载器近期进展[J]. 国际太空, 2005 (10): 20-25.
- [2] DAVIS J A, CAMPBELL R L. Advantages of a full-flow staged combustion cycle engine system: AIAA 97-3318 [R]. USA: AIAA, 1997.
- [3] Anon. High performance Russian NK-33 LOX/Kerosene liquid rocket engine: AIAA 94-3397[R]. USA: AIAA, 1994.
- [4] ROBERT E M, ANTHONY P T. A status report on the development of the Kistler aerospace K-1 reusable launch vehicle: AIAA 2001-2069[R]. USA: AIAA, 2001.
- [5] 于霞, 孙伶俐, 单文杰. 国外可重复使用运载器发展现状和趋势[J]. 国际太空, 2012 (12): 2-6.
- [6] GORACKE B D, LEVACK D J. Tripropellant engine drive cycle considerations for the SSTD application: AIAA 95-2950[R]. USA: AIAA, 1995.
- [7] 禹天福, 李亚裕. 液氧甲烷发动机的应用前景[J]. 航天制造技术, 2007, 4(2): 1-4.
- [8] 李斌, 张小平, 马冬英. 我国新一代载人火箭液氧煤油发动机[J]. 载人航天, 2014, 20(5): 427-431.
- [9] 高朝辉, 刘宇, 肖肖, 等. 垂直着陆重复使用运载火箭对动力技术的挑战[J]. 火箭推进, 2015, 41(3): 1-6.
- GAO Zhaohui, LIU Yu, XIAO xiao, et al. Challenge to propulsion technology for vertical landing reusable launch vehicle[J]. Journal of rocket propulsion, 2015, 41(3): 1-6.
- [10] 杨勇. 我国重复使用运载器发展思路探讨[J]. 导弹与航天运载技术, 2006, 284(4): 1-4.
- [11] BURKHARDT H, SIPPEL M, HERBERTZ A, et al. Effects of the choice between kerosene and methane on size and performance of reusable liquid booster stages: AIAA 2003-5122[R]. USA: AIAA, 2003.
- [17] SOLSVIK J, HAUG-WARBERG T, JAKOBSEN H A. Implementation of chemical reaction equilibrium by Gibbs and Helmholtz energies in tubular reactor models: application to the steam-methane reforming process[J]. Chemical engineering science, 2016, 140: 261-278.
- [18] GORDON S, MCBRIDE B J. Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications: NASA RP-1311[R]. USA: NASA, 1996.
- [19] 陈阳, 高芳, 张振鹏, 等. 准一维可压缩瞬变管流的有限体积模型(II)管壁温度场的有限体积模型[J]. 航空动力学报, 2008, 23(2): 317-322.

(编辑: 王建喜)

(上接第 31 页)

(编辑: 马 杰)