

# 大推力氢氧发动机关键技术及解决途径

郑大勇, 陶瑞峰, 张 玺, 向 猛  
(北京航天动力研究所, 北京 100076)

**摘 要:** 200 吨级大推力氢氧发动机是重型运载火箭的基础, 是航天强国的重要标志。与以往氢氧发动机相比, 大推力氢氧发动机推力量级和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大、要求高, 需要开展一系列的技术攻关工作。根据 200 吨级大推力氢氧发动机技术特点, 介绍了发动机的总体技术方案, 根据发动机技术特点和使用要求, 梳理了一批制约发动机技术水平提高、系统方案优化和工程实施的关键技术, 并提出了解决途径。

**关键词:** 重型运载火箭; 氢氧发动机; 关键技术

**中图分类号:** V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2014) 02-0022-06

## Study on key technology for large thrust LOX/LH<sub>2</sub> rocket engine

ZHENG Da-yong, TAO Rui-feng, ZHANG Xi, XIANG Meng  
(Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

**Abstract:** The large thrust LOX/LH<sub>2</sub> rocket engine is the basis of the development of heavy-lift launch vehicle. In comparison with the previous LOX/LH<sub>2</sub> engine, the thrust level and structure parameters of the large thrust LOX/LH<sub>2</sub> engine have been enhanced substantially. It has the largest thrust level around the world. With the high requirements, engine's design, manufacture, and test require a series of hard work on key technology research. Based on the technology features of the large thrust LOX/LH<sub>2</sub> engine, the overall technical scheme of the engine is introduced in this paper. According to the technical features and application requirements of the engine, a batch of key technologies that restrain the engine technology improvement, system optimization and project implementation are listed in the paper and the solutions are put forward.

**Keywords:** heavy-lift launch vehicle; LOX/LH<sub>2</sub> rocket engine; key technology

收稿日期: 2013-10-17; 修回日期: 2013-12-24

基金项目: 中国航天科技集团公司支撑项目(2011JY06)

作者简介: 郑大勇 (1978—), 男, 高级工程师, 研究领域为液体火箭发动机系统设计

0 引言

氢氧发动机由于其比冲性能高、燃烧稳定性好及绿色环保等优点, 一直是国内外运载火箭动力系统发展的重点。我国自上世纪 70 年代以来, 先后成功研制了用于 CZ-3 系列火箭的 4 吨级 YF-73 氢氧发动机、8 吨级 YF-75 氢氧发动机, 以及用于 CZ-5 新一代运载火箭的 9 吨级 YF-75D 和 50 吨级 YF-77 氢氧发动机, 完成了包括我国多颗人造卫星和绕月探测器等在内的多次重大航天发射, 同时也为后续探月工程和载人航天工程的实施奠定了基础<sup>[1-2]</sup>。

按照我国空间发展规划, 后续将进一步加快太空探索步伐, 向空间站运送重型构件, 开展载人登月和深空探测活动<sup>[3]</sup>。为满足这些需求, 我国开展了重型运载火箭及其动力系统的论证与研究, 提出了 200 吨级大推力氢氧发动机的技术方案。与现役和在研氢氧发动机相比, 200 吨级氢氧发动机的推力量级和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大、要求高, 需

要开展一系列的技术攻关工作, 解决制约发动机技术水平提高、系统方案优化和工程实施的技术瓶颈。

本文介绍了 200 吨级大推力氢氧发动机的总体技术方案, 根据发动机技术特点和使用要求, 梳理并分析了急需开展攻关的技术瓶颈, 结合国内外现状与技术基础, 提出了解决途径。

1 发动机总体技术方案

200 吨级大推力氢氧发动机采用燃气发生器循环方案<sup>[4]</sup>, 发动机采用火药点火器为发生器和推力室点火, 火药启动器起旋涡轮泵, 燃气并行驱动氢氧涡轮泵。推力室喷管分为 2 段: 前段为再生冷却结构; 后段为单壁金属辐射冷却结构。氢氧涡轮做功后的燃气通过燃气集合器汇入后段单壁喷管, 发动机以推力室为基础进行总体布局, 通过设置在推力室头部的球形常平座传递推力并实现摇摆, 泵后高压管路和涡轮出口采用补偿软管连接。

主要参数与已有发动机对比见表 1, 发动机系统图和模装图如图 1 所示。

表 1 200 吨级氢氧发动机参数对比

Tab. 1 Contrast of parameters for 200 ton thrust LOX/LH <sub>2</sub> rocket engines				
参数	YF-75 发动机	YF-75D 发动机	YF-77 发动机	大推力氢氧发动机
真空推力/kN	78.5	89.3	700	2 200
真空比冲/s	438	442	428	430
室压/MPa	3.67	4.1	10.1	11.5
混合比	5.0	6.0	5.5	5.5
总流量/(kg·s <sup>-1</sup> )	≈18	≈21	≈166	≈530
工作方式	高空发动机	高空发动机	地面一次点火	高空发动机

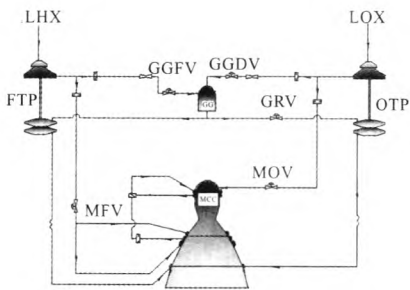


图 1 200 吨级氢氧发动机系统简图与模装图

Fig. 1 System diagram of 200 ton thrust LOX/LH<sub>2</sub> rocket engine

## 2 技术瓶颈及解决途径

200 吨大推力氢氧发动机主要参数大幅提高,推力和推进剂总流量在我国目前最大推力 YF-77 氢氧发动机的基础上提高了 3 倍,室压提高了 15%,同时与 YF-77 氢氧发动机地面点火不同,发动机需真空点火起动。由于发动机推力、压力大幅提高,发动机使用方式不同,200 吨级氢氧发动机及主要组件的工作状态相对于中小推力氢氧发动机发生了很大变化,工作要求更高,工作条件更严酷,性能和使用要求的明显提高,一些在以往中小推力氢氧发动机中成熟的技术不再适用,发动机总体方案和部组件方案必须进一步优化,必须采用新的技术、新的材料和工艺方法,以满足发动机研制的需求。

### 2.1 高效换热长寿命氢氧推力室身部技术

200 吨级氢氧发动机推力室燃烧室压力高、热流大,内壁热防护问题异常严峻,推力室内壁裂纹破坏已成为限制推力室寿命的主要因素。SSME, RS-68, Vulcain 和 YF-77 等氢氧发动机在多次热试验后,在燃烧室内壁喉部及上游收敛段处均出现了不同程度的裂纹<sup>[5]</sup>。国内外研究结果表明,低周疲劳和高温蠕变是造成燃烧室内壁裂纹破坏的主要原因。在通道许用压降和深宽比加工能力一定的情况下,采用疲劳性能更好的内壁材料——银锆铜,是提高内壁低周疲劳寿命的有效措施<sup>[6-7]</sup>。国外大推力氢氧发动机推力室的内壁普遍采用该材料,其热试循环寿命显著高于我国采用锆铜材料的 YF-77 发动机(见图 2),200 吨级氢氧发动机推力室内壁可采用银锆铜材料。



图 2 银锆铜推力室

Fig. 2 Silver-zirconium-copper thrust chamber

银锆铜材料及其扩散焊或快速电铸镍技术尚未在国内氢氧发动机上应用,包括银锆铜材料的制备、铣槽式扩散焊和快速电铸镍研究等新材料和新工艺,需要开展相应的关键技术攻关。银锆铜内壁推力室技术的主要难点在于银锆铜内壁材料的制备,现阶段的“大尺寸锆铜锻饼+旋压”工艺仍存在原材料成材率和利用率较低的问题,更大尺寸的银锆铜锻饼的研制难度将大大增加。

目前,推力室锆铜内壁材料“锻饼+旋压”的工艺技术在 YF-75, YF-75D 和 YF-77 氢氧发动机锆铜内壁的研制过程中具备了一定的基础,已经初步掌握了锆铜的熔炼、浇铸、锻造、旋压及热处理等过程工艺和无损检测技术,以及后续的铣槽和电铸镍工艺。银锆铜内壁材料的制备可以在锆铜材料工艺的基础上,通过适应性改进和工艺攻关解决。

### 2.2 超大尺寸高性能喷管延伸段技术

200 吨级氢氧发动机喷管面积比为 80,出口直径达到 3 300 mm,轴向长度达 4 000 mm 是目前世界上结构尺寸最大的氢氧发动机喷管(见图 3)。喷管方案充分借鉴了国外氢氧发动机喷管设计经验<sup>[8-10]</sup>,采用轻质的钛合金再生冷却段和超大尺寸的涡轮排气冷却单壁金属段,既能提高比冲,又具有质量轻和结构简单的特点。但如此超大尺寸的喷管,无论从设计到生产还是从原材料到试验都缺乏成熟的研制经验。



图 3 氢氧发动机推力室大喷管

Fig. 3 Big nozzle of LOX/LH<sub>2</sub> engine thrust chamber

国内在 YF-120 发动机上采用了铣槽钎焊式再生冷却喷管,在轨姿控发动机和 YF-40 发动机中,使用过单壁金属喷管,有一定的技术基础。针对超大尺寸、高效及轻质喷管关键技术,总体上采用数值模拟与冷热试验相结合,基础材料性

能试验与工艺试验相结合, 以及由小及大、先验证方案可行性再进行性能优化的方法, 从型面优化、涡轮排气结构、钛合金再生冷却喷管及单壁金属喷管几个方面完成攻关。

### 2.3 宽范围工作柔性转子稳定性控制技术

发动机涡轮泵转子为高速转动件, 所涉及到的转子动力学问题是发动机研制中的技术关键之一。国内外部分氢氧发动机涡轮泵中曾出现过特征各异的转子失稳故障, 导致试车失败, 严重影响了发动机的研制进程。200 吨级氢氧发动机涡轮泵采用柔性转子, 目前国内在转子动力学方面也做大量工作, 但由于种种条件限制, 始终未能形成一套完善的设计、分析方法, 只能通过多方案设计和试验确定最终方案 (见图 4)。在大推力氢氧发动机研制过程中, 如何保证转子在较宽范围内保持动态稳定性, 是涡轮泵设计的重要部分, 急需开展技术攻关。



图 4 涡轮泵高速柔性转子

Fig. 4 High-speed flexible rotor of turbopump

我国通过以往氢氧发动机的研制, 对柔性转子的设计及稳定性控制已积累了一定经验。利用现有基础并借鉴国外高速柔性涡轮泵转子设计经验进行精细化设计, 考虑不同影响因素综合作用下的转子动特性分析, 通过转子动力学数值仿真对设计方案进行初步筛选, 结合模态试验, 确定弹支、阻尼器及支撑结构等重要设计指标, 以攻克高速柔性转子稳定性控制技术。

### 2.4 低温、高速、重载轴承技术

涡轮泵轴承对高速旋转的涡轮泵转子起支撑作用, 其工作可靠性对发动机至关重要。根据国内外氢氧发动机的研制经验, 轴承是出现故障次

数最多的部件之一<sup>[11]</sup>。欧洲 Vulcain 发动机氢涡轮泵研制过程中 35% 的故障由轴承引起, 美国 SSME 发动机高压氧涡轮泵轴承因提前失效而导致整个发动机不能满足 7.5 h 的寿命指标, 后经过长期的专项研究才得以解决<sup>[12]</sup>。我国的 YF-77 发动机和 YF-75D 发动机在地面试车时也曾多次发生涡轮泵轴承故障, 影响了发动机研制进度。

200 吨级氢氧发动机涡轮泵轴承 DN 值为 240 万, 仅次于美国 SSME 氢氧发动机的轴承 DN 值 (260 万)。在 YF-77 发动机的工程研制过程中, 我国在高 DN 值轴承方面如陶瓷球技术、固体自润滑非金属保持架技术、沟道表面增强技术以及相关工艺和试验技术等已积累了一定的技术基础 (见图 5)。针对 200 吨级大推力氢氧发动机的需求, 在以往技术的基础上, 重点在热等静压陶瓷球技术、缠绕增强保持架技术及高耐磨沟道表面处理技术等方面开展攻关研究。

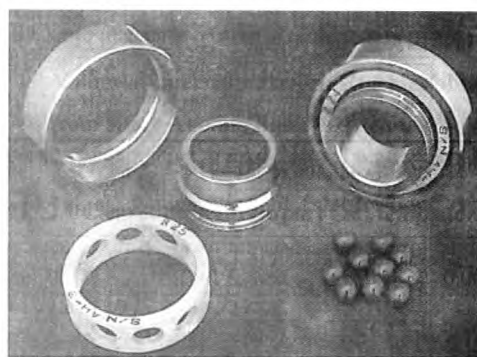


图 5 低温、高 DN 值陶瓷球轴承

Fig. 5 Low temperature and high DN ceramic ball bearing

### 2.5 低温、低泄漏动密封技术

涡轮泵动密封的主要作用是防止或尽可能减小转动部件间推进剂的泄漏, 从而提高效率并防止氢、氧相混, 以确保涡轮泵的安全工作。高效可靠的涡轮泵动密封已成为影响涡轮泵寿命和可靠性的重要因素之一<sup>[13]</sup>。目前, YF-77 发动机涡轮泵采用了浮动环型式的动密封结构, 很好地解决了可靠隔离和长寿命问题。200 吨级氢氧发动机涡轮泵的尺寸增加很多, 如仍采用 YF-77 发动机的浮动环结构将导致隔离用气大幅增加, 无法适用高空发动机使用需求, 必须开展低泄漏、低氦气消耗量的新型动密封技术研究。

国外氢氧发动机涡轮泵大多已不再采用单一的浮动环密封形式,而是采用多种密封组合的形式。参考国内外研制经验,200吨级氢氧发动机氢涡轮泵可采用浮动环密封+端面脱开式密封的组合式结构,氧涡轮泵可采用圆周分瓣式浮动环密封结构,以满足低泄漏、低氦气消耗量的使用要求(见图6)。



图6 新型涡轮泵组合动密封

Fig. 6 Combination motive seal of novel turbopump

## 2.6 高抗汽蚀诱导轮技术

泵的入口压力是氢氧火箭发动机设计中的一个重要参数,关系到涡轮泵的转速、性能和结构质量等技术指标。泵的入口压力影响到火箭贮箱设计,入口压力越高,贮箱需承压越高,将增加贮箱壁厚和重量,减少运载有效载荷<sup>[14-15]</sup>。国外Vulcain, RS-68及LE-7等氢氧发动机均采用了高抗汽蚀诱导轮,降低了泵入口压力,提高了火箭运载能力。

200吨级氢氧发动机采用不带预压泵的方案,涡轮泵汽蚀比转数约5 000左右,接近国外先进水平。通过YF-77发动机的研制,我国在高抗汽蚀诱导轮方面已积累了一定的研制经验,但在研究深度和广度方面还有一定的差距,制约了诱导轮设计水平的进一步提高。200吨级氢氧发动机将结合仿真分析与试验研究,突破高抗汽蚀诱导轮技术,提高涡轮泵对低入口压力条件的适应性,以降低涡轮泵重量,提高火箭运载效率。

## 2.7 超低温球阀转轴转动密封技术

我国现有氢氧发动机液路阀门以菌阀和球阀结构形式为主,采用波纹管作为阀门的动密封,

可以实现零泄漏,对于低介质压力,小尺寸阀门具有较好的适用性。200吨级氢氧发动机主要液路阀门的工作压力和结构尺寸大幅增加,大尺寸耐高压波纹管研制困难,且带来阀门结构复杂、尺寸过大及寿命低等问题。因此,需要在超低温球阀的转轴动密封方面寻求技术突破,实现发动机液路阀门的结构小型化和轻质化目标。

在国外大推力低温发动机中,动密封技术得到了广泛地应用。美国的SSME主发动机、日本的LE-7发动机及欧洲的Vulcain发动机的球阀上均在转轴处采用了动密封结构,其中SSME, LE-7及Vulcain采用了非金属压紧式密封,能够有效隔离低温介质和常温介质。200吨级氢氧发动机可采用弹簧蓄能密封圈结构实现低温球阀转轴动密封,该密封为一种在外层非金属密封夹套内部设置高性能金属弹簧的压力辅助密封装置,其外层夹套由聚四氟乙烯、填充聚四氟乙烯或其他高性能聚合物材料精密车削制成,具有结构简单,零件数目少的特点。非金属夹套材料要求能耐超低温并且在液氢温区仍能保持良好的密封性能,此种材料的内圈弹簧要求具备低摩擦和高负荷的能力,其加工生产给现有材料和机械加工提出了新的要求。

弹簧蓄能密封圈中的重要材料聚四氟乙烯等非金属材料,在我国氢氧发动机中已广泛应用,有成熟经验和厚实基础,虽未应用于该种形式的蓄能密封圈,但聚合物填充改性等技术手段相对成熟。结合我国在低温阀门密封结构设计、仿真计算和密封性能试验方面的基础,可突破超低温球阀转轴动密封技术。

## 2.8 高压管路补偿器技术

与国外大推力发动机相比,我国目前研制的氢氧发动机推力偏小,发动机管路连接基本上均为硬管连接形式,由于管路通径较小,温度等因素造成的管路应力通过合理的管路布局都能解决。200吨级氢氧发动机主管路通径较我国现有最大推力YF-77氢氧发动机增大约一倍,若仍采用硬管连接,温度变形将造成管路内部和法兰连接部位产生较大内应力,降低结构强度和连接点密封性能,无法实现结构可靠、紧凑协调的总体

布局。

国外大推力发动机中大量采用管路补偿器, 可减小管路装配应力, 阻隔并衰减涡轮泵和推力室间的振动传递能量, 吸收、缓和发动机瞬态过程的冲击振动, 改善动力学环境。此外, 管路补偿器使得高压管路系统具备互换性, 大大缩短了发动机装配和组件更换时间, 有效提高了发动机的使用维护性能。我国氢氧发动机尚未掌握该项技术, 针对 200 吨级氢氧发动机技术特点, 急需开展相关技术攻关。

目前在我国民用产业设备中, 管路补偿器的应用已经较为广泛, 加工制造技术也相对成熟, 但与低温高压氢氧发动机技术需求相比还有一定差距。我国在以往氢氧发动机泵前摇摆软管的研制过程中, 已经掌握了多层波纹管的成型、焊接及真空技术, 为 200 吨级氢氧发动机高压管路补偿器的研制奠定了的技术基础。在此基础上, 借鉴国外发动机管路布局的研制经验, 开展高压软管材料和工艺技术攻关, 研制满足大推力氢氧发动机的高压管路补偿器。

## 2.9 低温、高压静密封技术

较高的系统压力可减小发动机外廓尺寸, 提高发动机性能, 但对发动机静密封的要求较高, 特别是低温、高压氢氧发动机, 要求静密封结构在温度  $-253\sim 900\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、压力  $20\sim 40\text{ MPa}$  的条件下可靠密封。目前我国氢氧发动机的静密封主要采用了柔性石墨填料环的密封形式, 可对温度在  $-253\sim 900\text{ }^{\circ}\text{C}$  范围, 压力在  $20\text{ MPa}$  以内的氢、氧以及燃气进行可靠密封。但随着系统压力和结构尺寸的进一步增加, 密封可靠性将大幅降低。

国外大推力氢氧发动机广泛采用了压力作用式静密封结构, 利用介质压力在密封部位产生附加的密封比压, 可有效阻止介质泄漏, 介质压力越高, 垫片密封比压越大, 密封越为可靠。国外对于压力作用式金属密封圈的研究较早, 现已形成了成熟完备的研制体系。目前国内部分形式的金属密封圈, 如空心金属 O 形环和金属 C 形环在国内石油、化工行业已经广泛使用, 有一定经验可供借鉴。同时, 通过多型氢氧发动机的研制, 我国在低温、高压静密封技术方面积累丰富的研

制经验, 对低温介质特性、密封材料及工艺方面有较深的认识, 通过理论与仿真分析, 开展压力作用式密封圈材料和工艺研究, 掌握密封结构关键设计参数, 突破大推力氢氧发动机低温、高压静密封技术。

## 3 结束语

大推力氢氧发动机是我国由航天大国向航天强国迈进的标志之一, 对提升我国进入空间的能力具有重要意义, 是保证载人登月和深空探测顺利实施的必要条件。与我国现役和在研的氢氧发动机相比, 200 吨级氢氧发动机的推力等级和使用要求大幅提高, 急需开展关键技术攻关工作。通过这些技术的攻关, 掌握和突破大推力氢氧发动机核心关键技术, 将大幅提升我国低温氢氧发动机领域的技术水平和研制能力, 为未来重型运载火箭的工程研制奠定基础。

### 参考文献:

- [1] 王桁. 中国液体火箭发动机如何进入 21 世纪[J]. 中国工程科学, 1999, 1(2): 1-5.
- [2] 顾明初. 液体火箭发动机研制情况的一些回顾[J]. 导弹与航天运载技术, 1997 (5): 14-18.
- [3] 何巍. 重型运载火箭及其应用探讨[J]. 导弹与航天运载技术, 2011 (3): 1-5.
- [4] 郑大勇. 未来大推力氢氧发动机方案初步探讨[J]. 导弹与航天运载技术, 2012 (1): 1-6.
- [5] NEWELL J F, RAJAGOPAL K R. Integrated structural risk-based approach for design and analysis of combustion chamber liners, AIAA 92-3418[R]. USA: AIAA, 1992.
- [6] ESPOSITO J J, ZABORA R F. Thrust chamber life prediction. Volume 1 Mechanical and physical properties of high performance rocket nozzle materials, NASA-CR-134806[R]. USA: NASA, 1975.
- [7] QUENTMEYER R J. Experimental fatigue life investigation of cylindrical thrust chambers, AIAA77-893[R]. USA: AIAA, 1977.
- [8] FUKUSHIMA Y, NAKATSUZI H. Development status of LE-7A and LE-5B engines for H-IIA family[J]. Acta Astronautica, 2002, 50(5): 275-284.

(下转第 35 页)

- 2011, 48(3): 541-544.
- [3] 刘红军. 稳流型流量调节器动态响应特性研究[J]. 推进技术, 1999, 20(1): 60-64.
- [4] 王昕. 流量调节器动态特性研究[J]. 火箭推进, 2004, 30(3): 19-26.
- [5] 刘上, 刘红军, 孙宏明, 等. 基于增量谐波平衡法的流量调节器非线性频率特性[J]. 推进技术, 2012, 33(5): 814-819.
- [6] RYUICHI S, MINORU M. Pressure oscillation analyses of the pressure regulator for the H- II a propulsion system, AIAA 2003-4600 [R]. USA: AIAA, 2003.
- [7] MISRA A S. Acoustic, fluid-structure and decoupled seismic analysis of piping systems[D]. Toronto, Canada: University of Toronto, 2003.
- [8] YE Qi-fang, CHEN Jiang-ping. Dynamic analysis of a pilot-operated two-stage solenoid valve used in pneumatic system[J]. Simulation Modelling Practice and Theory, 2009, 17(1): 794-816.
- [9] 刘上, 刘红军, 徐浩海, 等. 单向阀流路系统自激振荡特性研究[J]. 火箭推进, 2011, 37(3): 1-5.
- [10] 格列克曼. 液体火箭发动机自动调节[M]. 顾明初, 郁明桂, 邱明煜, 译. 北京: 宇航出版社, 1995.
- [11] 刘上, 刘红军, 徐浩海, 等. 流量调节器 - 管路系统频率特性及稳定性[J]. 推进技术, 2012, 33(4): 631-638.
- [12] 陈维宇, 程亚威, 李小明, 等. 高压小流量稳流型调节器特性研究[J]. 火箭推进, 2011, 37(4): 40-44.
- [13] 陈琪锋, 刘昆. 基于分布参数线性化模型的分级燃烧循环液体火箭发动机频率特性计算[J]. 航空动力学报, 2001, 16(1): 44-48.

(编辑: 马 杰)

(上接第 27 页)

- [9] BYRD Thomas. The J-2X upper stage engine: from design to hardware, AIAA 2010-6968[R]. USA: AIAA, 2010.
- [10] RACHUK V S, GONCHAROV N S. Design, development, and history of the oxygen-hydrogen engine RD-0120, AIAA 95-2540[R]. USA: AIAA, 1995.
- [11] GIRAULT J P. Long life and reliability: expectation for advanced turbomachinery in space, AIAA 91-2416[R]. USA: AIAA, 1991.
- [12] GIBSON H, THOM R, MOORE C, et al. History of space shuttle main engine turbopump bearing testing at the Marshall Space Flight Center[R]. USA: NASA, 2010.
- [13] ELROD D A. Investigation of SSME alternate high pressure fuel turbopump lift-off seal fluid and structural dynamic interaction, N90-19400[R]. USA: NASA, 1990.
- [14] 唐飞. 提高氧泵诱导轮汽蚀性能的方法研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(9): 1743-1747.
- [15] 颜子初. 高性能螺旋轮设计的探讨[J]. 导弹与航天运载技术, 1998 (5): 12-20.

(编辑: 马 杰)