

一种双钟型喷管液氧 / 甲烷发动机系统方案

张卫红, 石文靓, 郑孟伟
(北京航天动力研究所, 北京, 100076)

摘 要: 根据双钟型喷管高度补偿特点及技术研究现状, 提出了一种双钟型喷管液氧甲烷发动机系统方案, 进行了双钟型喷管基弧段及延伸段面积比优化, 并与其他系统方案进行了性能对比分析。研究表明, 对于地面起动的芯级发动机, 采用双钟型喷管是提高发动机综合比冲性能以及运载器有效载荷的有效途径。

关键词: 双钟型喷管; 液氧/甲烷发动机; 系统方案

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2013) 03-0009-06

System configuration of LOX/methane rocket engine with dual-bell nozzle

ZHANG Wei-hong, SHI Wen-jing, ZHENG Meng-wei
(Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

Abstract: A system scheme of LOX/methane rocket engine with dual-bell nozzle is presented based on altitude compensation features and development status of dual-bell nozzle. The aero ratio of basic arc section and stretching section of the dual-bell nozzle was optimized. Its performance was compared with other system schemes. The result shows that, as for the core engine launched on ground, the application of the dual-bell nozzle is an effective way of improving the engine comprehensive specific impulse and payload of launch vehicle.

Keywords: dual-bell nozzle; LOX/methane engine; system scheme

0 引言

液体火箭发动机的比冲随着喷管面积比的增大而提高, 以推力为 700 kN 的某液氧甲烷发动机为例, 当面积比从 30 增大到 90 时, 发动机理论真空比冲可以从 362 s 增大到 383 s。因此, 对

于液体火箭发动机来说, 在工艺可达范围内, 采用大面积比喷管可以直接提高发动机比冲性能。

但是, 对于地面起动的芯级发动机, 由于要确保发动机起动时喷管出口不出现流动分离而烧蚀喷管或喷管失稳, 喷管面积比的选取受到极大限制。如某液氧甲烷发动机, 在推力室室压约 10.0 MPa 情况下, 喷管面积比必须小于 30。有

收稿日期: 2013-02-06; 修回日期: 2013-02-28

基金项目: 国家 863 项目(2003AA722064)

作者简介: 张卫红 (1971—), 女, 高级工程师, 研究领域为液体火箭发动机系统设计

限的面积比制约了发动机的高空工作性能,从而很大程度上降低了运载器有效载荷。

本文研究了一种双钟型喷管液氧甲烷发动机系统方案,并与采用传统钟型喷管的燃气发生器循环及补燃循环发动机系统方案进行了运载能力比较,结果表明,对于地面起动的芯级发动机,采用双钟型喷管是提高发动机综合比冲性能以及运载器有效载荷的有效途径。

1 双钟型喷管技术简介

双钟型喷管是一种高度补偿喷管,可在地面及真空两个不同高度达到最佳工作状态。双钟型喷管由固定的基弧段和延伸段组成(见图1)。

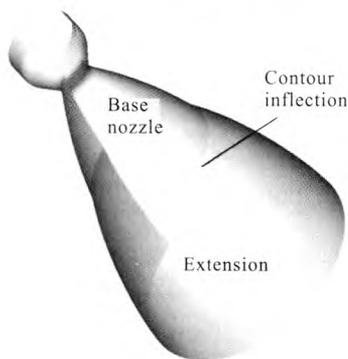


图1 双钟型喷管型面示意图

Fig. 1 Sketch of dual-bell nozzle

在低空时,基弧段喷管完全膨胀,延伸段在转折点处发生对称可控分离,低空性能接近于小面积比传统钟形喷管。在高空时,延伸段完全满流,喷管总面积比得到有效应用,性能相当于大面积比钟形喷管。只是由于型面不连续,存在一定的附加性能损失。图2为双钟型喷管低空工作与高空工作流场结构。

与其他高度补偿喷管如可延伸喷管、塞式喷管、双喉部喷管相比,双钟型喷管具有结构简单、系统可靠、关键技术和传统喷管的相容性好、技术难度小等优点,在国内外越来越受到广泛关注。美国 Armadillo 航天公司 7 t 级液氧甲烷发动机方案之一就是采用双钟型喷管^[3],目前该发动机已经进行了多次热试验研究,验证了双钟

型喷管的海平面及高空工作性能以及两种工作模式下转换特性。我国在近几年开展了相关型面设计、理论分析以及点火试验研究,北航以气氢氧为推进剂开展了双钟型喷管发动机点火试验^[4],北京航天动力研究所进行了双钟型喷管常温空气冷吹风试验研究^[5],获得了双钟型喷管型面设计方法及高低空工作性能。

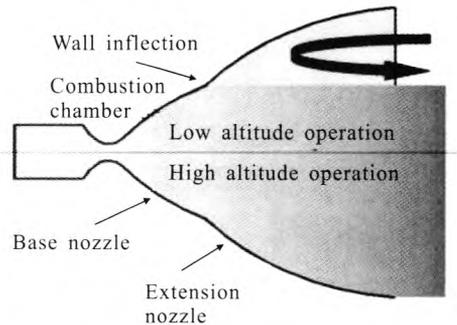


图2 双钟型喷管两种工作模式流场结构:

低空(上)及高空(下)

Fig. 2 Structure of two working modes of dual-bell nozzle

总体来说,双钟型喷管技术目前已经进行了大量的理论及试验研究,具备了一定的工程应用基础,有望应用于未来重复使用运载器及单级或两级入轨运载器中地面起动的芯级发动机。

2 重复使用液氧甲烷发动机系统方案

液氧甲烷发动机为某重复使用运载器芯级主发动机,地面起动推力约为 60 t,飞行高度约 100 km,要求能重复使用 30 次。

2.1 循环方式选择

对于重复使用液体火箭发动机,循环方式的选择不仅要考虑性能、可靠性和成本,还需要将重复使用性做为其主要考虑因素,如组件工作寿命、装箭状态下发动机的可检测性、维修性以及使用维护性等。

大推力液体火箭发动机常采用的循环方式为燃气发生器循环及补燃循环。一般来说,补燃循环发动机性能要比发生器循环高出 4% 左右,但这种循环方式系统比较复杂,不利于发动机装箭状态下的故障检测和维修,同时,发动机整体参

数偏高, 两台涡轮泵出口压力最少超过 30 MPa, 各组件工作环境非常恶劣, 大大减少了产品重复使用工作寿命。迄今为止, 世界上唯一实现重复使用的美国航天飞机主发动机即选用了双预燃室补燃循环方案, 复杂的系统组成及极高的参数水平严重影响了其重复使用性能, 尤其是两台高压、高功率密度涡轮泵, 是影响航天飞机发射成本的主要因素之一。在航天飞机逐渐退出历史舞台的今天, 我们应该充分借鉴其重复使用设计及使用经验, 在满足重复使用运载器推力、比冲、推质比的同时, 尽量做到系统简单可靠、工作参数适中, 以确保发动机重复使用性能及平均发射成本。

我国长三、长五氢氧发动机均采用了燃气发生器循环, 综合考虑总体性能、重复使用性、我国工艺技术水平、技术继承性等, 重复使用液氧甲烷发动机拟采用燃气发生器循环、单台富燃燃气发生器、双涡轮并联方案。

2.2 喷管方案选择

60 t 液氧甲烷发动机为地面起动发动机, 文献资料[6]及流场仿真结果均表明, 液氧甲烷发动机喷管出口压力保持 0.035~0.04 MPa 时, 可以保证地面起动时喷管出口燃气不分离, 分离压力与氢氧发动机相比要高 (氢氧发动机地面不分离压力约 0.02 MPa)。以推力室室压 10.0 MPa 为例, 液氢/液氧发动机喷管面积比最大可以取 49, 而液氧/甲烷发动机喷管面积比最大只能取 30 (设计高度 7 km)。因此, 与液氢/液氧发动机相比, 采用传统钟型喷管, 液氧/甲烷发动机在高空性能上的弱势表现得更为明显。图 3 为某飞行器飞行弹道曲线, 可以看出, 液氧/甲烷发动机单钟型喷管的设计高度 7 km 对于飞行器全程而言是比较低的, 液氧/甲烷发动机更长的时间是工作于较高的飞行高度。

基于传统钟型喷管高空性能偏低的问题, 提出了一种双钟型喷管液氧甲烷发动机系统方案, 双钟型喷管基弧段采用甲烷再生冷却, 延伸段采用不冷却 C-C 喷管。

单钟型喷管与双钟型喷管在整个飞行过程中的比冲变化见图 4。

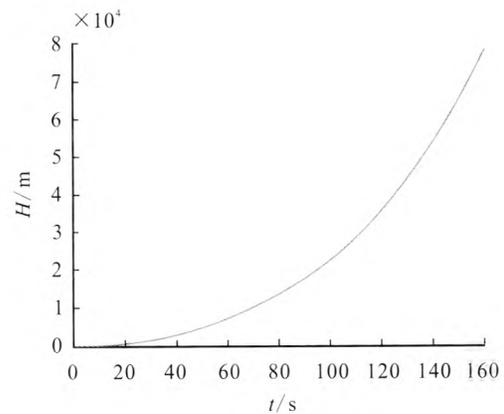


图 3 某飞行器飞行弹道曲线

Fig. 3 Flight trajectory of an aircraft

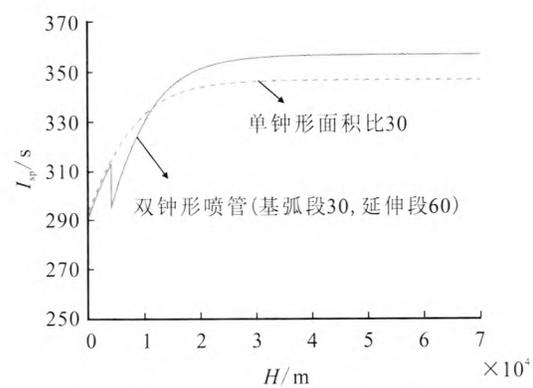


图 4 两型喷管飞行过程中比冲随高度变化

Fig. 4 Variation of specific impulse with flight altitude for two different nozzles

为比较单钟型喷管与双钟型喷管整个飞行任务剖面内综合性能, 进行了飞行过程总冲分析, 见表 1。其中, 双钟型喷管低空基弧段工作时存在吸入阻力损失, 高空延伸段工作时存在型面不连续损失, 这两部分损失均根据以往双钟型喷管吹风试验结果进行估算。

表 1 结果显示, 由于双钟型喷管基弧段工作时存在吸入阻力损失, 在相同面积比条件下, 地面比冲比单钟型略低; 高空工作时, 双钟型喷管比单钟型喷管真空比冲要高出约 10 s; 整个飞行任务剖面平均比冲比单钟型喷管高出约 4 s, 随着飞行任务时间加长, 飞行高度越高, 这种优势会更加明显。

表1 两种喷管状态飞行过程总冲比较

Tab.1 Comparison of total impulse for two different nozzles in flight process

| 参数名称 | 单钟型喷管 | 双钟型喷管 |
|------------------------------|--------|----------------|
| 喷管面积比 | 30 | 基弧段 30, 延伸段 60 |
| 发动机地面推力/t | 59.0 | 59.0 |
| 发动机地面比冲/s | 293.8 | 291.3 |
| 发动机真空推力/t | 69.9 | 71.9 |
| 发动机真空比冲/s | 346.9 | 357.3 |
| 发动机总流量/(kg·s ⁻¹) | 201.5 | 201.5 |
| 发动机混合比 | 2.93 | 2.93 |
| 飞行任务剖面总冲/s | 66 553 | 67 363 |
| 飞行任务剖面平均比冲/s | 332.6 | 336.6 |

2.3 双钟型喷管面积比选取及优化

双钟型喷管面积比的选取主要以飞行过程总冲最大为设计原则，同时要确保基弧段低空不分离、转捩过程稳定可靠。

影响转捩特性的设计参数比较多，如基弧段/延伸段面积比、基弧段相对长度、壁面反映角、延伸段喷管出口角等。为分析双钟型喷管面积比选取对整体性能的影响，这里首先将基弧段相对长度、壁面反映角、延伸段喷管出口角设置为单一固定值。

1) 基弧段面积比

选取延伸段面积比为 60，基弧段面积比 15，20，25 和 30，对应的基弧段喷管出口压力分别为 0.096 MPa，0.066 MPa，0.049 MPa，0.039 MPa，计算得到发动机比冲随高度的变化曲线见图 5。地面比冲、真空比冲和平均比冲的比较见表 2。

计算结果表明，基弧段面积比的大小主要对发动机低空性能影响较大，对高空性能影响相对较小。随着基弧段面积比的减小，地面比冲逐渐增大，但是，转捩点提前，且转折损失加大，稳定性降低；在高空工作段，基弧段面积小的型面不连续损失更大，其高空性能偏低。基于以上计算结果，基弧段面积比 30，平均比冲最大，综合性能最好，且喷管出口压力高于其最小分离压力，可以确保地面起动时基弧段喷管出口不分离。因此，选取基弧段面积比 30 为设计值。

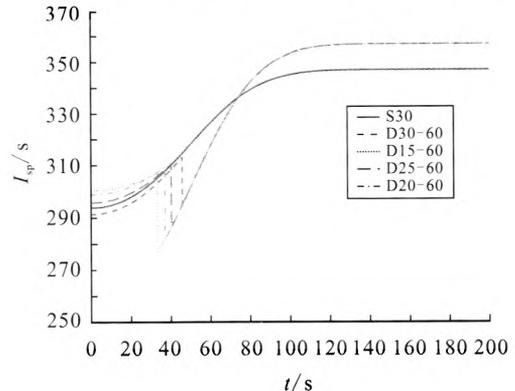


图5 双钟型喷管不同基弧段面积比发动机比冲随飞行时间变化

Fig. 5 Variation of specific impulse of dual-bell nozzle with different base bell area expansion ratios

表2 双钟形喷管不同基弧段面积比和比冲比较

Tab. 2 Different base bell area expansion ratios and specific impulse parameters of dual-bell nozzle

| 项目 | 地面比冲/s | 真空比冲/s | 平均比冲/s | 分离高度/m |
|-----------|--------|--------|--------|--------|
| 基弧段面积比 15 | 300.31 | 355.18 | 334.82 | 2 004 |
| 基弧段面积比 20 | 298.84 | 355.88 | 335.78 | 2 507 |
| 基弧段面积比 25 | 295.75 | 356.58 | 336.29 | 3 009 |
| 基弧段面积比 30 | 291.31 | 357.28 | 336.65 | 3 529 |
| 单钟型面积比 30 | 293.78 | 346.89 | 332.60 | - |

2) 延伸段面积比

选取基弧段面积比 30, 延伸段面积比 60, 70 和 80, 计算得到发动机比冲随高度变化曲线见图 6。地面比冲、真空比冲和平均比冲的比较见表 3。

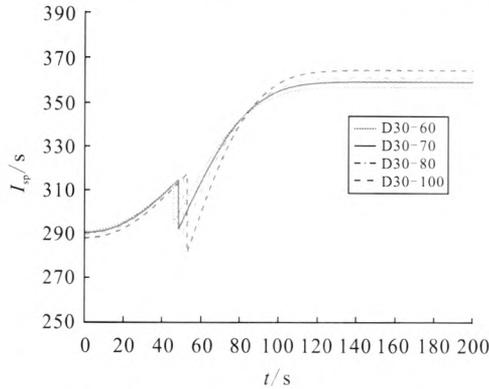


图 6 双钟型喷管不同延伸段面积比发动机比冲随飞行时间变化

Fig.6 Variation of specific impulse with flight time of engine with dual-bell nozzle which has different extension section area ratio

延伸段面积比对高空性能影响较大, 延伸段面积比越大, 高空性能越好, 但是, 同样基弧段面积比条件下, 转捩损失大, 稳定性低; 低空工作时, 大面积比延伸段会造成基弧段吸气阻力损失加大, 地面比冲降低。考虑到总体结构限制以

及延伸段面积比加大对转捩稳定性的影响, 延伸段面积比选取 80 为设计值。

3) 其他型面参数影响

由图 7 可知, 在基弧段面积比、延伸段面积比一定条件下, 转捩点越靠后, 转捩越迅速, 综合比冲性能越大。双钟型喷管最优转捩点出现在基弧段喷管与延伸段喷管推力相当的飞行高度, 此时转捩损失最小, 飞行总冲最高。

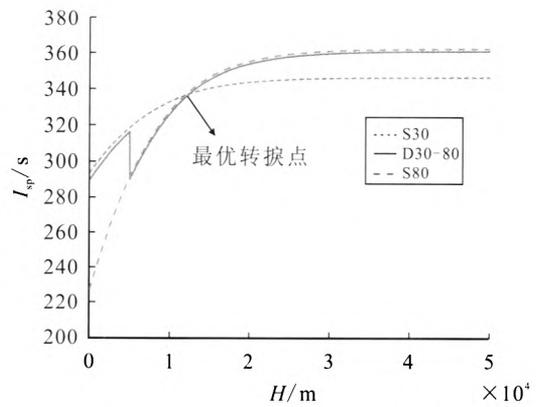


图 7 双钟型喷管与两种单钟型基准喷管比冲随高度变化比较

Fig. 7 Variation of specific impulses with altitude for dual-bell nozzle and two base nozzles

表 3 双钟形喷管不同延伸段面积比和比冲比较

Tab. 3 Different extension section area ratios of dual-bell nozzle and specific impulse parameters

| 项目 | 地面比冲/s | 真空比冲/s | 平均比冲/s | 分离高度/m |
|------------|--------|--------|--------|--------|
| 延伸段面积比 60 | 291.31 | 357.28 | 336.65 | 3 529 |
| 延伸段面积比 70 | 290.48 | 359.61 | 337.42 | 4 018 |
| 延伸段面积比 80 | 289.66 | 361.54 | 338.01 | 4 503 |
| 延伸段面积比 100 | 288.01 | 364.62 | 338.51 | 5 020 |
| 单钟型面积比 30 | 293.78 | 346.89 | 332.60 | - |

前面提到, 基弧段相对长度、壁面反映角、延伸段出口角等型面设计参数是影响转捩特性的关键因素, 通过改变基弧段相对长度、壁面反映角等设计参数, 可以使转捩点延后, 转捩损失减小。具体型面参数优化需要通过喷管非定常流场

计算确定其转捩高度。

表 4 为某型发动机不同型面设计参数对分离高度及总冲、平均比冲的影响分析。可看出, 当增加基弧段相对长度、增大壁面反映角后, 转捩点延后, 平均比冲增加约 2 s。

表4 不同型面设计参数对双钟型喷管性能的影响

Tab. 4 Influence of design parameters of dual-belle nozzle profile on its performance

| 基弧段 面积比 | 延伸段 面积比 | 基弧段 长度/cm | 壁面 反映角/(°) | 延伸段 出口角/(°) | 分离高度/m | 总冲/s | 平均比冲/s |
|------------|------------|--------------|---------------|----------------|--------|--------|--------|
| 20 | 70 | 80 | 25 | 7 | 3 000 | 52 594 | 334.6 |
| 20 | 70 | 90 | 30 | 7 | 7 000 | 52 914 | 336.6 |
| 20 | 80 | 80 | 25 | 7 | 3 500 | 52 617 | 334.7 |
| 20 | 80 | 90 | 28 | 7 | 6 500 | 52 893 | 336.5 |

2.4 发动机主要设计参数

根据发动机系统方案及双钟型喷管优化结果, 发动机主要性能参数如下表5。

表5 发动机主要性能参数

Tab. 5 Primary performance parameters of engine

| 主要参数 | 参数值 |
|-----------------------------|--------|
| 发动机地面推力/t | 60 |
| 发动机地面比冲/s | 289.66 |
| 发动机真空推力/t | 72.8 |
| 发动机真空比冲/s | 361.54 |
| 发动机流量/(kg·s ⁻¹) | 201.49 |
| 发动机混合比 | 2.93 |
| 推力室室压/MPa | 11.0 |
| 推力室混合比 | 3.5 |
| 双钟型喷管基弧段面积比 | 30 |
| 双钟型喷管延伸段面积比 | 80 |
| 延伸段喷管出口直径/m | 1.809 |

3 综合性能评价

为比较双钟型喷管高度补偿性能收益, 将采用燃气发生器循环双钟型喷管方案的发动机与燃气发生器循环、补燃循环单钟型喷管方案发动机综合性能进行了比较(见表6)。

表6 运载能力对比

Tab. 6 Comparison of carrying capacity

| | 方案一 | 方案二 | 方案三 | 方案四 双钟形 |
|---------------|--------------|--------------|--------------|--------------|
| 发动机 类型 | 补燃循环 液氧煤油 | 补燃循环 液氧甲烷 | GG循环 液氧甲烷 | GG循环 液氧甲烷 |
| 地面比 冲/s | 300 | 300 | 288.96 | 292 |
| 真空比 冲/s | 330 | 353 | 340.26 | 347 |
| 二级入轨 质量/kg | 2 120 | 2 250 | 2 090 | 2 125 |

对于液氧甲烷推进剂, 采用燃气发生器循环的双钟型喷管发动机运载能力优于单钟型喷管发动机, 但比补燃循环发动机综合性能要差一些; 与补燃循环液氧煤油发动机相比, 双钟型喷管燃气发生器循环液氧甲烷发动机运载能力与之相当, 可以满足总体运载能力要求。

4 结论

通过双钟型喷管液氧/甲烷发动机系统方案研究、参数优化, 以及与其他系统方案运载能力比较, 获得如下结论:

1) 对于重复使用液氧甲烷发动机, 采用燃

(下转第37页)

的稳定性作用;

2) 对纵向肋的稳定作用而言, 改变燃烧室声学的影响远大于由于肋附近产生的粘性耗散的影响;

3) 对纵向肋来说, 肋高对声学特性的影响远远大于肋长。

参考文献:

- [1] CULICK F E C. Overview of combustion instabilities in liquid-propellant rocket engines [M]. [S.l.]: [s.n.], 1995.
- [2] 哈杰 D T, 里尔登 F H. 液体推进剂火箭发动机不稳定燃烧[M]. 北京: 国防工业出版社, 1980.
- [3] COMBS L P. Liquid rocket engine combustion stabilization devices, NASA SP -8113 [R]. Washington DC, United States: NASA, 1974.

- [4] SUTTON G P. History of liquid-propellant rocket engines in Russia [J]. Combustion Propulsion and Power, 2003, 19 (6) 1008-1037.
- [5] RUBINSKY V R. Combustion instability in the RD-0110 engine[M]//Chaper 4 of Liquid Rocket Engine Combustion Instability, Progress in Astronautics and Aeronautics. [S. l.]: [s.n.], 1995: 89-106.
- [6] 马大猷. 微缝吸声体理论[J]. 声学学报, 2000, 25(6): 481-485.
- [7] 张贵田. 高压补燃液氧煤油发动机. 北京: 国防工业出版社, 2005.
- [8] 安德列耶夫 A B. 气液喷嘴动力学 [M]. 北京: 宇航出版社, 1996.
- [9] LEBEDINSKY E V. Research on acoustic mechanism of anti-pulse baffles effect [C]// Proceedings of Sino-Russian-Ukrainian Workshop on Space Propulsion. Russia: Kuldys Research Center, 2002: 1-11.

(编辑: (马 杰))

(上接第 14 页)

气发生器循环、双钟型喷管方案, 可以提高运载器有效载荷, 同时发动机系统简单可靠、工作参数适中, 有利于实现发动机多次重复使用。

2) 双钟型喷管基弧段面积比主要影响地面比冲, 对真空比冲影响较小; 在基弧段相对长度、壁面反射角、延伸段出口角等型面参数一定情况下, 基弧段面积比越小, 地面比冲越大。但是转捩点靠前, 转捩损失大, 稳定性差; 延伸段面积比主要影响真空比冲, 面积比越大, 真空比冲越大, 但转捩损失大, 稳定性低。面积比优化与飞行弹道密切相关, 飞行高度越高, 面积比越大越有利, 反之亦然。在本文弹道范围内, 基弧段面积比 30, 延伸段面积比 80 为最优值。

3) 基于双钟型喷管型面设计参数对转捩特性的影响, 在双钟型喷管面积比优化过程中, 需要结合喷管流场计算, 开展综合性能仿真分析。

参考文献:

- [1] HAGEMANN G, FREY M, MANSKI D. A critical assessment of dual-bell nozzle, AIAA 1997-3299[R]. USA: AIAA, 1997.
- [2] TOMITA Takeo, TAKAHACHI Mamoru, SASAKI Masaki. Control of transition between two working modes of a dual-bell nozzle by gas injection, AIAA 2009-4952[R]. USA: AIAA, 2009.
- [3] COLLINS Jacob, HURLBERT Eric, ROMIG Kris. Sea-level flight demonstration & altitude characterization of a LO₂/LCH₄ based ascent propulsion lander, AIAA 2009-4948 [R]. USA: AIAA, 2009.
- [4] 王一白, 覃粒子, 刘宇. 高度补偿喷管的氢氧热试研究 [J]. 航空动力学报, 2007, 22(2): 316-321.
- [5] 郑孟伟, 朱森元, 张扬军. 双钟型喷管流场数值模拟及试验验证[J]. 导弹及航天运载技术, 2005 (2): 26-30.
- [6] STARK R H. Flow separation rocket nozzles: a simple criteria, AIAA 2005-3940 [R]. USA: AIAA, 2005.

(编辑: 王建喜)