

针栓式推力室冷却特性试验研究

刘昌波, 林 革, 宋大亮, 凌前程, 章荣军
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要:针栓式发动机具有推力调节简单、声学燃烧稳定性好和成本低廉等一系列优点,但目前对针栓式推力室的冷却特性掌握还不够深入,研制过程中曾多次出现因推力室冷却组织不好而烧蚀的问题。采用针栓式推力室试验件,对身部的冷却特性进行了深入研究,结果表明:推力室圆柱段前端的温度较低,无需采用专门的冷却措施;末端内侧气壁温度会达到约 $1\ 650\ ^\circ\text{C}$,局部存在明显的烧蚀现象,必须采取有效的热防护措施;下游冷却液膜量的变化对圆柱段的冷却特性影响较小。

关键词:针栓式;推力室;冷却特性;热防护

中图分类号:V434.24 **文献标识码:**A **文章编号:**1672-9374(2020)01-0013-07

Experimental study on cooling characteristics of pintle thruster

LIU Changbo, LIN Ge, SONG Daliang, LING Qiancheng, ZHANG Rongjun
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: Pintle engine has a series of advantages, such as simply thrust adjustment, good acoustic combustion stability, low cost, etc. However, the cooling characteristics are still unclear at present, and the ablating problem due to poor cooling structure of the thruster has occurred many times in the pintle engine development process. In this paper, a pintle thruster article was used to study the cooling characteristics of its body. The results show that, a) the temperature of the thruster pre-cylinder is lower and the usual steel can endure; b) the maximum inner wall temperature of the aft cylinder will reach about $1\ 650\ ^\circ\text{C}$, and effective thermal protection measures must be taken since there are obvious ablation phenomena locally; c) the cooling characteristics are little affected by the downstream film flow rate. The research results of this paper are useful to optimize the thermal protection of the pintle thruster.

Keywords: pintle; thruster; cooling characteristics; thermal protection

0 引言

针栓式喷注器是由美国诺格公司发明^[1-3]并首先开展工程实践的,采用针栓式喷注器的发动机称

为针栓式发动机。针栓式喷注器最初主要应用于变推力发动机^[4-5],如美国 MIRA-150A^[6-7]和阿波罗登月舱下降发动机^[8-10]。随后,在工程使用中不断的革新,如“面关机”技术^[11]、多种推进剂的适应性

收稿日期:2018-11-17;修回日期:2019-02-11

基金项目:国家自然科学基金(51606138)

作者简介:刘昌波(1979—),男,博士,研究领域为液体火箭发动机系统

研究^[12-13]等,使得针栓式发动机的应用日益广泛。针栓式发动机具有推力调节简单、声学燃烧稳定性好和成本低廉等一系列优点^[5-14]。现在,有很多经典针栓式发动机还在服役,如诺格公司的 TR-312 远地点发动机^[15-16]、SpaceX 公司的 Merlin 系列主发动机^[17-19]等。19 世纪 70 年代,我国国防科大首先研制成功了 BYF-03 针栓式变推力发动机^[20],并将技术转让给了西安航天动力研究所。该所经过 2 个五年计划的预先研究^[21],成功研制了嫦娥三号月球下降发动机^[22],并于 2013 年实现了中华民族落月的梦想。

针栓式喷注器的工作原理如图 1 所示,一种推进剂(图 1 中示为氧化剂)从套筒与针栓之间的通道轴向流动,并在针栓端头的约束下转变成径向流动,随后喷入燃烧室;另一推进剂(图 1 中示为燃料)从喷注器面的夹套沿径向向中心流动,并在套筒的约束下转变成轴向流动,与中心推进剂产生撞击、雾化、混合和燃烧。由于针栓式喷注器独特的结构型式,使得在燃烧室中形成了两个大回流区:一个位于喷注器面的穹窿附近;另一个位于针栓端头的中心区。一般情况下,上回流区的温度较低,常用的金属材料不用额外冷却也能够承受;中心回流区的温度非常高,其边区温度沿推力室轴线方向是逐渐升高的。

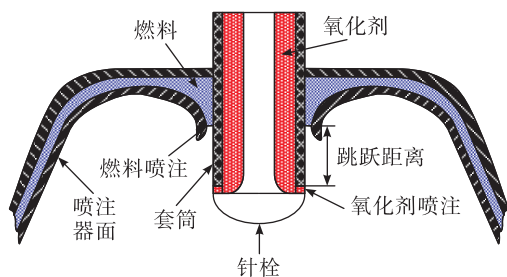


图 1 针栓式喷注器原理图

Fig. 1 Schematic of a pintle injector

在某针栓式发动机^[5]的研制过程中,曾因对边区温度特性掌握不足,出现了多次推力室的烧蚀现象。为了准确地掌握针栓式喷注器对推力室边区的冷却特性,拟采用试验件开展热点火研究,试验结果将为针栓式推力室的身部热防护技术提供参考。

1 推力室试验件

为了能够对推力室身部的冷却特性开展研究,

设计了试验件如图 2 所示。前端为针栓式喷注器,为了降低成本,主要材料均选择常用的 1Cr18Ni9Ti 不锈钢;身部为单壁结构,材料也选择不锈钢,设计壁厚 5.5 mm;喷管为单壁结构,选择耐高温的铌钨合金材料,并在表面涂覆抗氧化涂层。推力室各段之间均设计了耐高温的密封环进行密封。为了能够对单壁推力室的温度特性进行测量,在推力室身部 4 个象限共设置了 20 个 K 型温度传感器(理论最高测温可以达到约 1 400 °C),典型的温度测点设置如图 3 所示,图中示出了 $T_{w9} \sim T_{w16}$ 8 个测点的位置,其中两个相邻测点的间距是相等的。

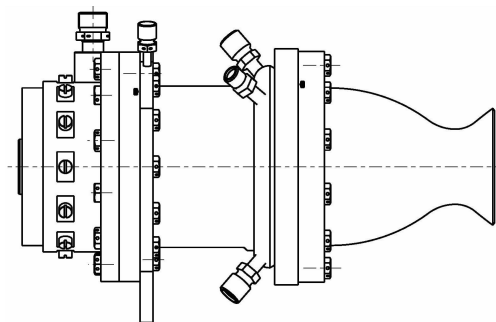


图 2 针栓式推力室试验件

Fig. 2 Test article of the pintle thruster

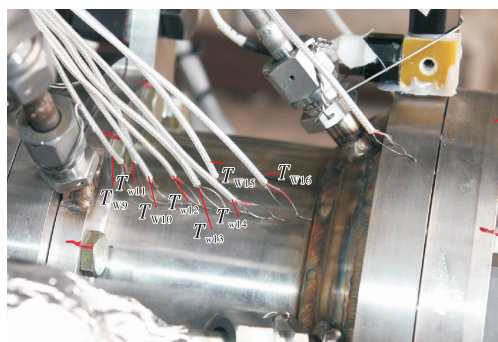


图 3 推力室身部典型的温度测点

Fig. 3 Temperature measuring points of the monolayer wall

推力室采用的推进剂为四氧化二氮/甲基肼(NTO/MMH)。为了保护喷管不被烧蚀,在喷管入口设置冷却液膜,液膜比例在试验过程中可以根据结果进行调节。

2 试验系统

试验系统如图 4 所示。可以看出,整个试验系统主要由五路组成:主燃料推进剂供应路、冷却燃

料推进剂供应路、氧化剂推进剂供应路、吹除气体供应路和控制气体供应路。两路燃料供应均采用高压氮气对 MMH 进行增压,MMH 经过试车台主阀、推力室上的双锁电动气阀后进入燃烧室。氧化剂供应路也采用高压氮气对 NTO 贮箱进行增压,NTO 经过试车台主阀、双锁电动气阀后进入燃烧室,与 MMH 在燃烧室中撞击、雾化、混合和燃烧。在推力室上设置了3个独立且完全相同的双锁电动气阀,其主阀部分为气控阀,副阀部分为具有位置自保持功能的电磁阀,通过向开线圈或关线圈通一定宽度的脉冲电流来改变阀门的启闭状态,其额定工作电压均为 29 V(工作电压范围 26 ~ 32 V/DC),脉冲电流宽度均为 80 ms。这3个阀门均采用高压氮气进行控制,控制气体的微粒度小于 20 μm ,露点小于 $-55\text{ }^{\circ}\text{C}$,气源压力为 3.8 ~ 4.2 MPa。吹除阀与推力室之间为 $\Phi 6 \times 1\text{ mm}$ 的气体管路,长度小于 500 mm,吹除气源的压力为 3.0 MPa。在推进剂管路上设置有过滤器,选择 200 目,气体管路过滤器选择了 400 目。整个试验台系统能够满足约 2 000 s 的点火试验要求。

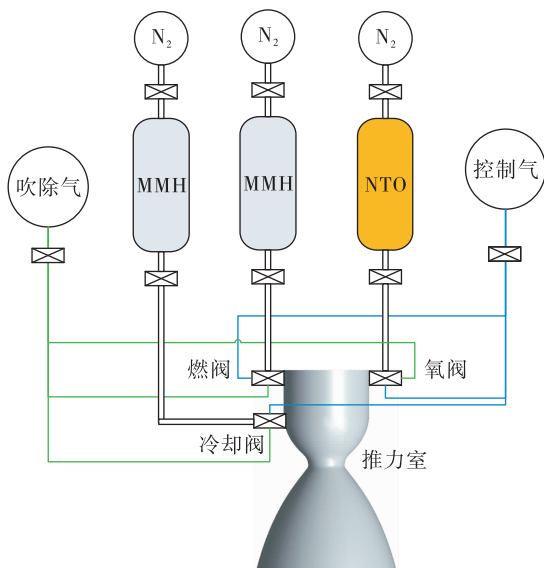


图4 试验系统示意图

Fig. 4 Testing system

3 试验时序及测量参数

试车时序如图5所示,推力室点火时间设置了30 s,希望单壁推力室基本达到热平衡状态。推进剂供应切断1 s后,开启氮气对三路推进剂进行吹

除,吹除时间设置为20 s,根据实际点火情况,还可以手动增加吹除时间,以保证每次试验前后推力室中的残余推进剂吹除干净。

试车台的测量参数主要有流量、压力、推力、温度和录像。为了使测量结果更准确,采用了涡轮和质量两种流量计。推力室身部温度采用 K 型热电偶,喉部采用红外温度传感器测温。试车过程中共布置了5个方位的实时录像。试验台的流量测量偏差不大于 $\pm 3\%$,压力测量偏差不大于 $\pm 1\%$,推力测量偏差不大于 $\pm 7\%$ 。流量和压力参数的采样频率均为 1 000 Hz,温度的采样频率为 1 Hz。流量、压力和温度参数的采样时间均为起动前 2 s 至关机后 30 s。

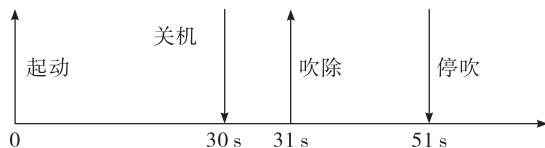


图5 点火时序示意图

Fig. 5 Operating time sequence

4 试验结果及分析

4.1 试验概况

试验时的环境温度 $27\text{ }^{\circ}\text{C}$,环境压力 94.5 kPa,总共进行了5次点火试车,典型的点火情境如图6所示。整个试验过程推力室工作正常,结构完好,无漏火漏液现象。喷管喉部附近明亮,红外温度测量的最高值约 $1\,312\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。推力室身部后段呈现明亮的红色,说明该处的温度较高,前段没有变色,说明温度较低。推力室身部圆柱段末端出现了高温环带,说明末端的温度也较高。试验中,燃烧室压力达到了设计值 2.0 MPa。

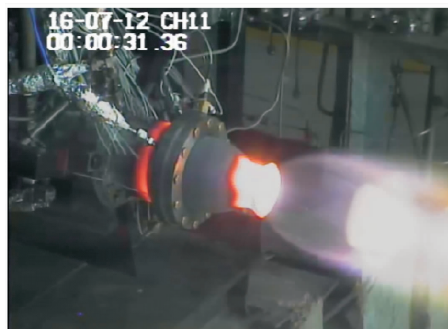


图6 点火试验录像

Fig. 6 Hot-fire video

4.2 产品分解检查

试车后对产品进行了分解和检查。从外侧看,如图 7 所示,在过渡环的高温区出现了轻微鼓胀的现象,但结构没有破坏。在设计状态下,推力室身部周向应力约为 21 MPa(1Cr18Ni9Ti 在 800 °C 下屈服强度为 98 MPa),这说明材料温度已经远超过 800 °C,并进入了塑性变形区。



图 7 试车后推力室身部外侧照片

Fig. 7 Outside picture of the monolayer wall after test

内外壁均出现了大面积的高温变色现象。身部内外壁距离上端约 35 mm 为光亮区;进入变色区后,首先为黄色(T_{w12} ,最高温度约 300 ~ 400 °C),再过渡到蓝色($T_{w12} \sim T_{w13}$,最高温度约 600 °C),最后变成灰色($T_{w13} \sim T_{w16}$, 700 ~ 800 °C 以上),这是 1Cr18Ni9Ti 在不同温度下的变色现象。在内壁上能够清晰地看到射流撞击后形成的变色条纹,在撞击点附近为淡淡的浅黄色,估计最高温度约 300 °C;当向下游流动较短距离后,颜色变成黄色,说明此时发生剧烈反应;并过渡到蓝色,温度进一步上升;最后到灰色,内壁温度达到了 800 °C 以上。

在身部内侧还出现了多条轻微烧蚀的条纹(用手摸明显感觉到表面比其它区域粗糙),其中一处存在约 2 mm × 5 mm 的明显熔化区,说明这些区域的内壁温度已经接近材料的熔点(1Cr18Ni9Ti 的熔化温度 1 400 ~ 1 425 °C),在高速燃气的冲刷下出现了烧蚀条纹。如果此处仅采用单壁结构的不锈钢或钛合金材料,均不能有效耐受如此高的燃气温度。

4.3 外壁温度特性分析

对额定设计工况,在射流撞击点附近的温度已经达到平稳状态,约为 100 °C,这说明射流撞击点附

近的化学反应还不完全,燃烧产物的温度相应也很低。随着燃气向下游流动燃气温度迅速升高,内外侧壁温也均迅速升高,如图 8 所示,如对 $T_{w12} \sim T_{w16}$,由于燃烧室内侧的温度较高,最高温度达到了 891 °C;在 30 s 点火试验时间内,这些测点均没有达到平衡状态,但温度升高的速率已经明显放缓。

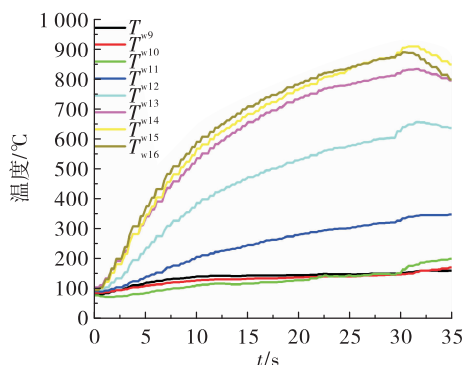


图 8 设计工况下 $T_{w9} \sim T_{w16}$ 的温度曲线

Fig. 8 $T_{w9} \sim T_{w16}$ under design condition

对 T_{w16} 沿推力室周向其他测点的数据分析认为: T_{w16} 基本对应于主路燃料入口,温度最低; T_{w20} 在右侧面(从喷口方向看),温度最高;下侧的 T_{w24} 与左侧的 T_{w28} 温度相当。可以看出,沿圆周方向最高温度是有差别的,最高与最低温度相差 120 ~ 150 °C。这说明主路喷注器沿周向的温度不均匀性最大约为 150 °C,这种温度不均匀性没有明显的规律性。

4.4 内壁温度特性分析

为了进一步分析推力室身部内壁温度变化,根据外壁温度测量结果,对内壁的燃气温度进行了稳态传热计算。

为了考虑热量沿径向和轴向的传递(不考虑热量沿周向传递,即假设推力室沿周向燃气是均匀的),初步建立的传热模型如图 9 所示,从图 9 中可以看出,模型考虑了燃烧室燃气向内壁的传热,考虑了外壁向周围环境的自然对流和辐射传热,考虑了燃气向上下两侧的热传导过程。选择模型的基准截面为温度测点 T_{w15} 所在的截面。

传热计算以设计工况为计算点,由于 30 s 点火试验时内外壁温度并没有平衡,故根据温度曲线发展趋势外延估计外壁最高温度 T_{w15} 约为 1 000 °C,上游温度 T_{w14} 点约低 80 °C,下游温度 T_{w16} 约低 20 °C。

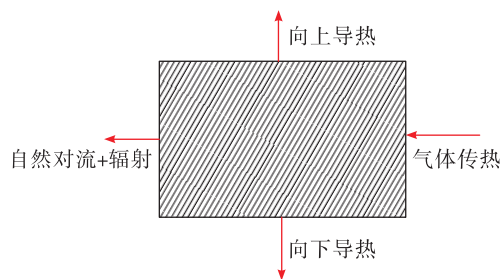


图9 二维传热模型示意图

Fig. 9 2D heat transfer model

根据推力室外壁自然对流过程计算^[23],可以求得格拉晓夫数

$$Gr = \frac{g\beta(T_1 - T_\infty)D^3}{\nu^2} = 1.755 \times 10^7 \quad (1)$$

其中

$$\beta = 1/T_f$$

式中:环境温度 $T_\infty = 27^\circ\text{C}$; 外壁温度 $T_1 = T_{15} = 1000^\circ\text{C}$; 特征温度 $T_f = (T_1 + T_\infty)/2 + 273 = 786.5\text{ K}$; 重力加速度 $g = 9.80665\text{ m/s}^2$; 燃烧室特征直径 $D = 0.123\text{ m}$; 特征温度下空气的运动黏度 $\nu = 3.58 \times 10^{-5}\text{ m}^2/\text{s}$ 。

特征温度下空气的导热系数为 $0.057061\text{ W/m}\cdot\text{K}$, 求得瑞利数

$$Ra = GrPr \quad (2)$$

式中: $Pr = 0.0688$; $Ra = 1.207 \times 10^7$ 。

将推力室身部假设成长圆柱体,对自然对流一般采用 Churchill 和 Chu 关系式计算努塞尔数

$$Nu = \frac{h_g D}{\lambda_g} = \left\{ 0.6 + \frac{0.387Ra^{1/6}}{[1 + (0.559/Pr)^{9/16}]^{8/27}} \right\}^2 \quad (3)$$

式中: h_g 为对流换热系数; λ_g 为导热系数。将 Pr 和 Ra 代入公式(3)可以求得自然对流系数为 $h_g = 13.8$ 。

根据经验,假设圆柱段的辐射系数为 0.9 ,可以求得辐射热流

$$q_r = \varepsilon\sigma(T_1^4 - T_\infty^4) = 1.34 \times 10^5\text{ W/m}^2 \quad (4)$$

当量换热系数

$$q_r = h_r(T_1 - T_\infty) = 137.3 \quad (5)$$

采用类似的方法,可以根据向上和向下的导热量求出当量换热系数,考虑了沿轴向和径向导热面积的差别和温度差的影响,计算得 $h_c = 219.5$ 。

热流平衡方程(已经将各方向上的传热面积折算成相等状态)

$$(h_g + h_r + h_c)(T_1 - T_\infty) = \frac{\lambda}{\delta}(T_w - T_1) \quad (6)$$

式中: λ 为壁面的导热系数; δ 为推力室的壁厚; T_w 为内壁面温度。将前述的各参数及不锈钢的导热系数等参数代入式(6)即可求得内壁温度,约为 1067°C ,内外壁温差约为 67°C 。

根据《液体火箭发动机原理》^[24]对燃烧室内侧的传热过程进行了初步计算。首先通过热力学气动计算获得边区燃气的理论参数,再根据理论参数与前面计算的气壁温进行比较,如果不满足能量守恒方程,则主要通过调整边区混合比来调整燃气参数,直到燃气参数与过渡环内壁温一致。计算结果表明,边区实际燃气温度约为 1391°C 。

根据上述内壁温度的传热方法可以求得 $T_{w10} \sim T_{w15}$ 几个点的内壁温度值,如表1所示。根据计算结果,轴向导热对过渡环内外壁温的影响较大,如 T_{w11} 和 T_{w12} ,由于其下方的高温点向其传热的热量很大,故导致这两个点温度上升的原因主要由下侧温度点控制,而实际的内壁温度反而小于外壁温。此时,相当于内侧推进剂对壁面进行了冷却,故内壁温度会比外壁有所降低。对 $T_{w13} \sim T_{w15}$ 点,热量均是从内壁传递到外壁的,其中 T_{w14} 点处的内壁温度比外侧高 110°C 。

表1 推力室身部各测点内外壁温度值

Tab. 1 Temperature on the monolayer wall

单位: $^\circ\text{C}$

测点	外壁温(预测值)	内壁温(计算值)
T_{w10}	100	100
T_{w11}	100	47
T_{w12}	300	273
T_{w13}	600	601
T_{w14}	920	1030
T_{w15}	1000	1067

如果根据上述计算结果,以及内壁 T_{w14} 和 T_{w15} 两点的温度值,假设推力室身部均为单壁结构,通过插值可以预测圆柱段出口处的温度约为 1252°C 。如果根据外壁温度,用 T_{w14} 和 T_{w15} 点的温度插值,过渡环出口处外壁温度约为 1400°C ,假设内壁再增加 100°C

(根据 T_{w15} 点内外壁情况估计), 则内壁温度应约为 $1\ 500\ ^\circ\text{C}$ 。考虑恶劣的情况(选择外壁插值温度), 以及温度沿周向的不均匀性(最大差值约 $150\ ^\circ\text{C}$), 估算圆柱段出口内壁温度约为 $1\ 650\ ^\circ\text{C}$ 。此处必须采取有效的热防护措施, 以防止内壁产生烧蚀。

4.5 不同冷却比例下的温度差异

保证氧化剂和燃料的总流量均不变, 仅调整冷却燃料和主路燃料的比例来研究不同冷却比例对推力室传热特性的影响。当冷却比例在 $23\% \sim 27\%$ 变化时, T_{w15} 的温度如图 10 所示。

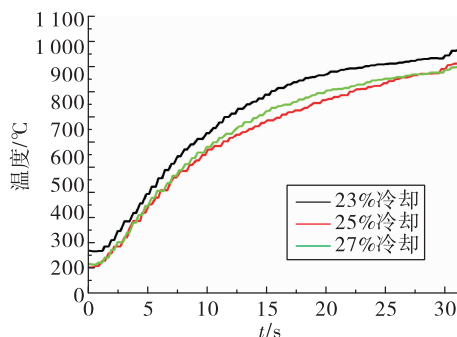


图 10 T_{w15} 在不同冷却比例下的温度曲线

Fig. 10 T_{w15} at different coolant ratios

从图 10 可以看出, 当冷却比例为 23% 时外壁温度最高, 大约比 25% 时高 $60\ ^\circ\text{C}$; 当冷却比例由 25% 增加到 27% 时, 外壁温度的变化趋势基本相当, 没有明显的降低。但是, 图 10 中的各工况下推力室身部的初始温度是不同的, 将初始温度都竖直平移到冷却比例为 25% 时的初温, 可以发现, 当冷却在 $23\% \sim 27\%$ 之间变化时, T_{w15} 点的温度变化趋势基本相同, 且 $30\ \text{s}$ 点火试验时的温度也差别不大。其余测点的温度变化与 T_{w15} 点相当。这说明, 当冷却比例在 $23\% \sim 27\%$ 之间变化时, 对推力室身部的冷却特性影响较小。

5 结论

通过对针栓式推力室冷却特性的试验研究, 得到的主要结论如下:

1) 针栓式推力室身部前段的温度较低, 无需单独采取热防护措施, 采用常用的不锈钢或钛合金材料均能够耐受。

2) 推力室身部末端内侧气壁温可能会达到约

$1\ 650\ ^\circ\text{C}$, 试验还发现内侧局部存在明显的烧蚀现象, 因此必须采取措施对该区域进行有效的热防护设计。

3) 推力室相同工况下, 冷却液膜小范围调整对身部圆柱段的冷却特性影响较小。

参考文献:

- [1] ELVERUM J. Liquid propellant rocket engine coaxial injector; US, 3699772[P]. 1972-102-4.
- [2] CASIANO M J, HULKA J R, YANG V. Liquid-propellant rocket engine throttling: a comprehensive review[R]. AIAA 2009-5135.
- [3] DRESSLER G A, BAUER J M. TRW pintle engine heritage and performance characteristics[R]. AIAA 2000-3871.
- [4] ELVERUM G, STAUDHAMMER J P, MILLER J, et al. The descent engine for the lunar module [R]. AIAA 1967-521.
- [5] 刘昌波. 针栓式喷注器雾化特性多尺度仿真研究[D]. 西安: 中国航天科技集团公司第六研究院第十一研究所, 2014.
- [6] SHIEBER K, RUPERT R C. Assurance of service life of the MIRA 150A variable thrust rocket engine[R]. AIAA 1965-608.
- [7] BOYD B, JOHNSON R, SMITH T. Application of the MIRA 150A variable thrust rocket engine to manned lunar exploration flying systems[C]//3rd Propulsion Joint Specialist Conference. Washington, DC, USA. Reston, Virginia: AIAA, 1967.
- [8] GILROY R, SACKHEIM R. The lunar module descent engine—a historical perspective[R]. AIAA 1989-2385.
- [9] DRESSLER G A. Summary of deep throttling rocket engines with emphasis on apollo LMDE[R]. AIAA 2006-5220.
- [10] CASIANO M J, HULKA J R, YANG V. Liquid-propellant rocket engine throttling: A comprehensive review [R]. AIAA 2009-5135.
- [11] HARDGROVE J, KRIEG H JR. High performance throttling and pulsing rocket engine[C]//20th Joint Propulsion Conference. Cincinnati, OH, USA. Reston, Virginia: AIAA, 1984.
- [12] DRESSLER G A, STODDARD F J, GAVITT K R, et al. Test results from a simple, low-cost, pressure-fed liquid hydrogen/liquid oxygen rocket combustor [C]//JANNAF Propulsion Meeting. Monterey: AIAA, 1993.
- [13] MUELLER T, DRESSLER G. TRW 40 klbf LOX/RP-1

- low cost pintle engine test results[R]. AIAA 2000-3863.
- [14] 安鹏,姚世强,王京丽,等. 针栓式喷注器的特点及设计方法[J]. 导弹与航天运载技术, 2016(3):50-54.
- [15] TR-312-100MN high performance dual mode liquid apogee Engine [EB/OL]. [2013-12-30]. http://www.northropgrumman.com/Capabilities/PropulsionProductsandServices/Documents/TR-312MN_DMLAE.pdf.
- [16] TR-312-100YN high performance dual mode liquid apogee engine[EB/OL]. [2013-12-30]. http://www.northropgrumman.com/Capabilities/PropulsionProductsandServices/Documents/TR-312YN_DMLAE.pdf.
- [17] CAPOZZOLI P, INSPRUCKER J, SHOTWELL G. The Falcon 9: A new EELV-class man-rated launch vehicle [C]//58th International Astronautical Congress. Hyderabad; IAC, 2007.
- [18] BJELDE B, CAPOZZOLI P, SHOTWELL G. The space X falcon 1 launch vehicle flight 3 results, future developments and falcon 9 evolution[C]//59th International Astronautical Congress. Glasgow, United Kingdom; IAC, 2008.
- [19] DINARDI A, CAPOZZOLI P, SHOTWELL G. Low cost launch opportunities provided by falcon family of launch vehicle[C]//The fourth Asian Space Conference 2008. Taipei, Taiwan; [s. n.], 2008.
- [20] 旷武岳. 变推力液体火箭发动机的发展[C]//中国宇航学会液体火箭推进委员会第五届学术会议. 西安:中国宇航学会, 1990.
- [20] 李进贤, 岳春国, 唐金兰, 等. 变推力液体火箭发动机技术现状与发展探索[C]//中国宇航学会深空探测技术专业委员会第三届学术会议论文集. 西安:中国宇航学会, 2006.
- [21] 章荣军, 林革, 李福云. 变推力液体火箭发动机技术研究[C]//第五届液体火箭推进技术发展研讨会. 三亚:中国宇航学会, 2005.
- [21] 李进贤, 岳春国, 唐金兰, 等. 变推力液体火箭发动机技术现状与发展探索[C]//中国宇航学会深空探测技术专业委员会第三届学术会议论文集. 西安:中国宇航学会, 2006.
- [22] 雷娟萍, 兰晓辉, 章荣军, 等. 嫦娥三号探测器 7500N 变推力发动机研制[J]. 中国科学(技术科学), 2014, 44(6):569-575.
- [23] 皮茨 D, 西索姆 L. 传热学[M]. 葛新石, 译. 北京:科学出版社, 2002.
- [24] 刘国球. 液体火箭发动机原理[M]. 北京:中国宇航出版社, 1993.