

星用 490 N 发动机偏工况工作特性试验

刘昌国^{1,2}, 施浙杭^{1,2}, 陈泓宇^{1,2}, 赵 婷^{1,2}, 吴凌峰^{1,2}, 姚 锋^{1,2}

(1. 中国航天科技集团有限公司 上海空间推进研究所, 上海 201112;

2. 上海空间发动机工程技术研究中心, 上海 201112)

摘 要: 准确掌握液体火箭发动机不同参数下的工作特性及裕度对其使用可靠性至关重要。对第二代 490 N 发动机开展偏工况高空模拟和地面热试车, 研究了推力和混合比变化对发动机工作特性的影响。结果表明: 高空模拟环境下发动机能在混合比 1.54~1.80 及真空推力 372~584 N 的较宽包络范围内正常工作。随着推力的增加, 真空比冲和喉部温度均提高, 燃烧室效率依次呈增大、平稳、下降的趋势, 喷管效率小幅增大。随着混合比的增大, 真空比冲和喉部温度也提高, 燃烧室效率未发生明显变化, 喷管效率微降低。额定混合比下, 室压在 0.61~1.56 MPa 区间内波动平稳, 具备真空推力 345~900 N 工作能力, 但在 0.51 MPa 时产生与输送系统耦合的中低频(207 Hz)燃烧振荡。高工况引起喉部热流冲刷加剧以及温度升高会加速涂层的损失, 使得发动机长程工作寿命下降, 但在一定的偏离范围及单次点火时长内仍能满足卫星 25 000 s 鉴定级寿命要求。

关 键 词: 490 N 发动机; 偏工况; 工作特性; 真空推力; 混合比

中图分类号: V434

文献标志码: A

Test on working characteristics of 490 N engine for satellites under off-rated conditions

LIU Changguo^{1,2}, SHI Zhehang^{1,2}, CHEN Hongyu^{1,2}, ZHAO Ting^{1,2},

WU Lingfeng^{1,2}, YAO Feng^{1,2}

(1. Shanghai Institute of Space Propulsion,

China Aerospace Science and Technology Corporation, Shanghai 201112, China;

2. Shanghai Engineering Research Center of Space Engine, Shanghai 201112, China)

Abstract: Accurately mastering the working characteristics and margin of liquid rocket engine under different parameters is crucial to its reliability. High-altitude simulation and ground hot fire tests of the second generation 490 N engine under off-rated conditions were carried out, and the influence of thrust and mixing ratio changes on the engine working characteristics was studied. Results indicated that, the engine can work normally within the wide envelope scope of mixing ratio 1.54—1.80 and vacuum thrust 372—584 N under high-altitude simulation environment. With the increase of thrust, the vacuum specific impulse and throat temperature both rose, the combustion chamber efficiency increased, kept stable and decreased in turns, and the nozzle efficiency increased slightly. As the mixing ratio increased, the vacuum specific impulse and throat temperature also increased, the combustion chamber efficiency did not change obviously, and the nozzle efficiency decreased slightly. For the rated mixing ratio, the combustion chamber pressure fluctuated smoothly within the range of 0.61—1.56 MPa, enabling to work with the vacuum thrust of 345—900 N. However, it produced combustion oscillation of low/middle frequency

收稿日期: 2021-12-26

基金项目: 国家自然科学基金(U21B2088); 民用航天“十三五”技术预先研究项目(D010205)

作者简介: 刘昌国(1976-), 男, 研究员, 博士生, 主要从事空间液体火箭发动机研究。E-mail: liuchangguo@astropulsion.com

引用格式: 刘昌国, 施浙杭, 陈泓宇, 等. 星用 490 N 发动机偏工况工作特性试验[J]. 航空动力学报, 2022, 37(12): 2771-2781. LIU Changguo, SHI Zhehang, CHEN Hongyu, et al. Test on working characteristics of 490 N engine for satellites under off-rated conditions[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(12): 2771-2781.

(207 Hz) coupled with the feed system at 0.51 MPa. The intensifying erosion of hot flow and increasing temperature in the throat under high working conditions accelerated the loss of coating, which reduced the long-term working life of engine. Nonetheless, it can still meet the working life requirements of 25 000 s for satellite identification within a certain off-rated range and single ignition duration.

Keywords: 490 N engine; off-rated condition; working characteristic; vacuum thrust; mixing ratio

双组元液体火箭 490 N 发动机为卫星、飞船等诸多航天器的远地点机动入轨及其他轨道机动提供推力,具备比冲高,可多次启动,工作寿命长等特点^[1-6]。我国 490 N 轨控发动机已实现第一代产品向第二代产品的升级换代,真空比冲性能由 305 s 提高至 315 s^[6],且累计成功执行在轨飞行任务超过 100 台。

第二代 490 N 发动机执行飞行任务时主要采用长时间稳态工作程序,为航天器提供稳定、精确的推力是任务成功的关键。目前,发动机采用孔板节流技术与空间推进系统实现流阻匹配与流量控制,从而在发动机入口压力为 1.5 MPa 下,以混合比为 1.65 和真空推力为 490 N 的额定工况工作。然而,当在轨飞行的推进系统或发动机出现流阻异常时,修正难度大,导致发动机的混合比或真空推力偏离额定工况,影响发动机安全工作甚至烧蚀失效。例如 2020 年初,我国第二代 490 N 发动机为某卫星实施变轨工作期间发生故障,分析认为发动机在偏工况下身部发生烧蚀。因此,准确掌握 490 N 发动机的偏工况工作特性和工作裕度,对制定航天器在轨飞行使用策略及提升其使用可靠性至关重要。

目前,已有国外 490 N 或者同等推力量级轨控发动机开展了偏工况试验研究。首先介绍发动机在额定混合比下的推力变工况工作特性。美国 R-4D-11/12 发动机采用直流互击式喷注器头部和铌合金喷管身部,使用甲基肼/四氧化二氮推进剂,当真空推力在 230~680 N 范围内增大时,真空比冲由 287 s 提高至 313 s^[2]。美国 AJ10-221 发动机应用层板式喷注器和铌材料燃烧室,使用甲基肼/四氧化二氮推进剂,真空比冲随着真空推力(442~552 N)增大时基本不变,达到 321 s^[7]。美国 TR-312 发动机采用针栓式喷注器和铌材料燃烧室,当甲基肼/四氧化二氮推进剂总流量由 145 g/s 增大至 163 g/s 时,真空比冲略微提高^[8]。英国 LEROS 1 发动机采用直流互击式喷注器和铌合金喷管,使用肼/四氧化二氮

推进剂,增大真空推力(400~560 N)时,真空比冲从 312 s 小幅增大至 315.5 s^[9]。欧洲 EADS400 发动机应用离心式喷注器和铂铱材料燃烧室,当甲基肼/四氧化二氮推进剂总流量在 110~144 g/s 范围内增大时,真空比冲由 304 s 提高至 318.5 s^[10]。除了 AJ10-221 发动机外,真空比冲随推力增加时在宏观上呈增大趋势,可能是由于喷注器压降增大,推进剂雾化与燃烧效果改善,但不同发动机的变化幅度存在明显差异,与自身的设计特性有关。

在额定真空推力下,R-4D-11/12 发动机的真空比冲随着混合比(1.0~2.4)先增大后减小,在 1.7 左右时具有极大值 311 s^[2]。AJ10-221 发动机的混合比由 1.5 提高至 1.8 时,真空比冲从 318.5 s 小幅增大至 321.5 s,燃烧室最高外壁温度提高了 133℃^[7]。在±3.5% 额定混合比范围内,TR-312 发动机的真空比冲和燃烧室温度也随混合比略微提高^[8]。LEROS 1 发动机的混合比大于额定值 0.8 时,真空比冲显著下降,而燃烧室温度增大^[9]。EADS400 发动机的真空比冲和燃烧室温度均随着混合比(1.5~1.8)的增大而明显增大^[10]。除了 LEROS 1 发动机外,混合比在额定值附近增大时,真空比冲一般呈增大趋势,可能是由于推进剂的理论真空比冲提高,而不同发动机的增大幅值也存在差异。

从以上文献结果可以看出,不同发动机偏工况下真空比冲和燃烧室温度的变化规律并不一致,与各自的喷注器雾化方式、燃烧室结构与材料、推进剂种类等因素有关。本团队在开展第二代 490 N 发动机额定工况、喷注器与身部局部燃气泄漏等试验研究的基础上^[1,6,11-12],进一步对偏工况工作特性进行热试车研究,考察真空推力和混合比变化对发动机燃烧室效率、喷管效率、真空比冲、燃烧室温度等工作特性的影响规律,并分析偏工况下长程工作寿命性能。本文研究结果一方面能为准确制定发动机飞行使用策略和发动机宽工况适应性优化设计提供理论支撑,旨在提升

航天器在轨工作可靠性; 另一方面能指导同类空间液体火箭发动机的研发与改进。

1 试验对象与方案

1.1 试验对象

第二代 490 N 发动机如图 1 所示, 主要由一台推力室和两台推进剂控制阀组成, 其中推力室包括喷注器头部和燃烧室喷管身部, 详细介绍见文献 [6]。发动机采用自燃的氧化剂(四氧化二氮)与燃料(甲基肼)推进剂组合, 在推进剂控制阀门开启后进入喷注器形成射流, 然后在燃烧室内互相撞击雾化与混合, 并燃烧产生高温高压燃气, 最后通过喷管膨胀加速产生推力, 其中推力室采用壁面液膜加辐射的组合冷却方式^[13-14]。为了较全面地考察发动机偏工况工作特性, 本试验对 A、B 和 C 三台全尺寸喷管发动机开展高空模拟环境偏工况热试车, 对短喷管发动机 D 开展地面环境偏工况热试车。此外, 为了对比偏工况对发动长寿命工作裕度的影响, 对全尺寸喷管发动机 E 开展高空模拟环境额定工况热试车。

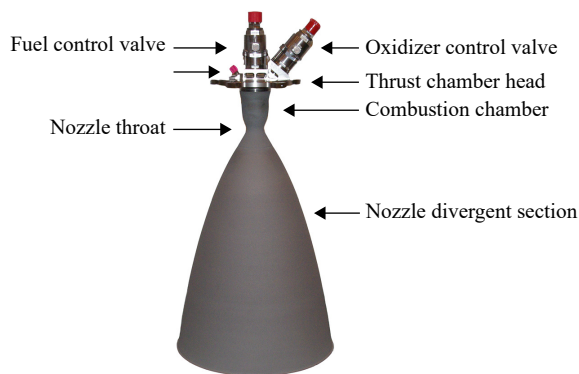
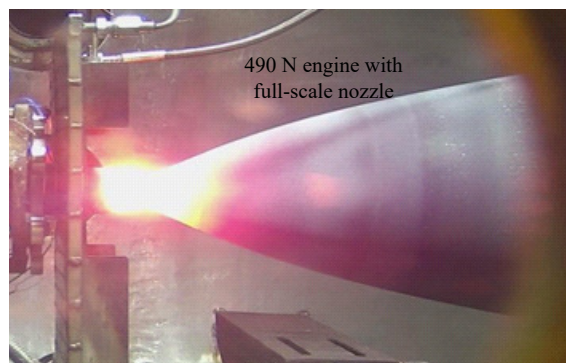


图 1 第二代 490 N 发动机结构图

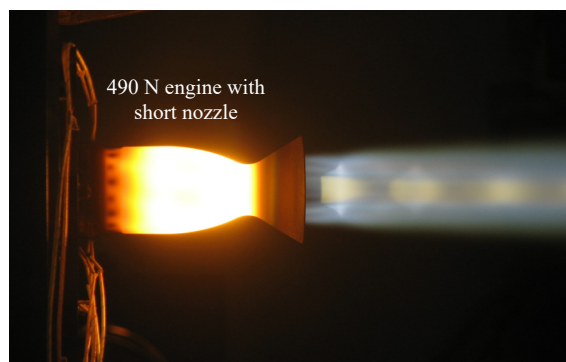
Fig. 1 Schematic of the second generation 490 N engine

1.2 试验方案

发动机 A、B、C、E 的高空模拟环境热试车在 42 km 高空试车台^[15]进行, 其安装于真空舱内固定支架上的点火工作状态如图 2(a)所示。高空台真空舱利用蒸气引射装置同步抽出喷管排出的燃气, 可实现低于 220 Pa 的环境压力, 从而减少与飞行环境压力的差异。为了探索发动机的变推力工作能力, 考虑到极限推力负荷下存在风险, 影响真空舱及设备安全, 因此在地面试车台大气环境下对短喷管发动机 D 进行热试车, 点火工作状态见图 2(b)。



(a) 高空模拟试车



(b) 地面试车

图 2 发动机高空模拟和地面热试车工作状态

Fig. 2 Status of the engine during high-altitude simulation and ground hot fire tests

试车过程中通过流量、压力和推力传感器分别对发动机的氧化剂流量($q_{m,O}$)与燃料流量($q_{m,f}$)、燃烧室压力(简称室压 p_c)和真空推力(F_v)进行测量, 测量误差皆不大于 0.5%。根据以上测量数据计算获得表征发动机工作性能的真空比冲(I_{sv})、燃烧室比冲效率(简称燃烧室效率 η_c)和喷管效率(η_n)等参数结果^[16-17], 定义式如下:

$$I_{sv} = \frac{F_v}{q_{m,O} + q_{m,f}} = \frac{F_v}{q_m} \quad (1)$$

$$\eta_c = \frac{c^*}{c_{th}^*} = \frac{p_c A_t}{q_m c_{th}^*} \quad (2)$$

$$\eta_n = \frac{C_F}{C_{F,th}} = \frac{F_v}{p_c A_t C_{F,th}} \quad (3)$$

式中 q_m 代表氧化剂与燃料推进剂的总流量, A_t 代表发动机喉部面积, c^* 和 c_{th}^* 代表特征速度和理论特征速度, C_F 和 $C_{F,th}$ 代表推力系数和理论推力系数。理论特征速度、理论推力系数、理论真空比冲参数根据推力室热力学计算获得, 假设喷管中的流动为一维定熵过程, 化学反应与流动状态服从平衡流模型, 采用最小吉布斯自由能方法求解化学平衡方程^[18-19]。由于发动机喉部位置热流密

度最大,温度也最高,采用红外温度计对喉部外壁面温度(简称喉部温度 t_t)进行监测,测量误差不大于 2%。第二代 490 N 发动机通常在启动工作后 40 s 左右时,喉部温度达到稳定状态^[6]。

发动机热试车的偏工况范围如表 1 所示,其中 r_m 代表混合比,即氧化剂与燃料推进剂的流量之比。为了避免高温辐射下推力传感器产生温漂效应影响测量精度^[20],除了在传感器与发动机之

间安装水冷夹套外,不同工况下发动机性能考核的单次点火程序时长为 50 s,每个工况点火不少于 2 次。此外,为了探究发动机偏工况下的长程工作寿命特性,还进行不同的千秒级长程工作程序。由于短喷管地面状态产生的推力与全尺寸喷管高空状态不一致,发动机 D 未进行推力测量,根据本试验获得的喷管效率结果可推算真空推力值,见表 1,并以上标符号“TM”标记。

表 1 发动机热试车偏工况

Table 1 Off-rated conditions of the engine hot fire test

发动机	F_t/N	p_c/MPa	$q_m/(\text{g/s})$	r_m	点火时长/s
A	370~585	0.65~1.00	121~189	1.54~1.80	50, 1 000~2 000
B	405~510	0.73~0.89	134~166	1.54~1.76	50, 1 000
C	517	0.90	168	1.65	50, 2 000~6 152
D	345~900 TM	0.51~1.56	97~295	1.65	50
E	490	0.85	159	1.65	50, 3 000~6 000

2 额定工况试验结果

表 2 给出了不同台次发动机在额定工况下工作的参数结果,其中参数符号的下标“e”表示额定工况。当发动机 A、B、C 和 E 以混合比 1.65 ± 0.005 ,真空推力为 $(490\pm 0.5)\text{N}$ 工作时,推进剂流量、室压和真空比冲结果值均在第二代 490 N 发动机合理的额定参数结果范围内^[6],但仍存在微小的差异,与发动机生产批次、推进剂温度等因素有关。为了更准确地捕捉和分析偏工况对发动机工作特性的影响,本文将偏工况的参数结果除以该发动机额定工况的参数结果进行无量纲化,从而降低不同台次发动机自身工作差异引起的误差,使得偏工况特性规律对于第二代 490 N 发动机具有通用性。

表 2 发动机额定工况下参数结果

Table 2 Parameters results of engine at the rated condition

发动机	$r_{m,e}$	$F_{v,e}/\text{N}$	$q_{m,e}/(\text{g/s})$	$p_{c,e}/\text{MPa}$	$I_{sv,e}/\text{s}$
A	1.651	490.4	158.9	0.851	314.9
B	1.646	490.0	159.7	0.861	313.1
C	1.647	488.8	158.2	0.856	315.3
E	1.647	489.6	158.6	0.854	315.0

3 偏工况试验结果

3.1 推力偏工况工作特性

根据第二代 490 N 发动机工作原理,其性能主要取决于两个过程,即推进剂燃烧产生高温高

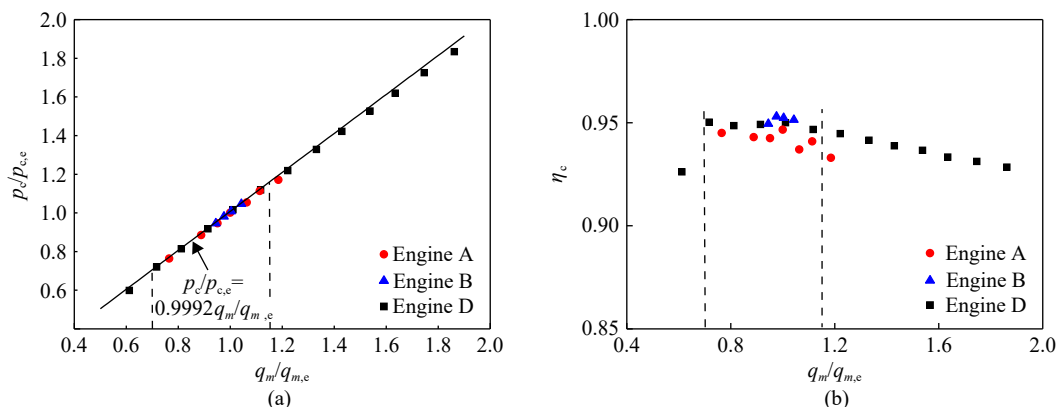
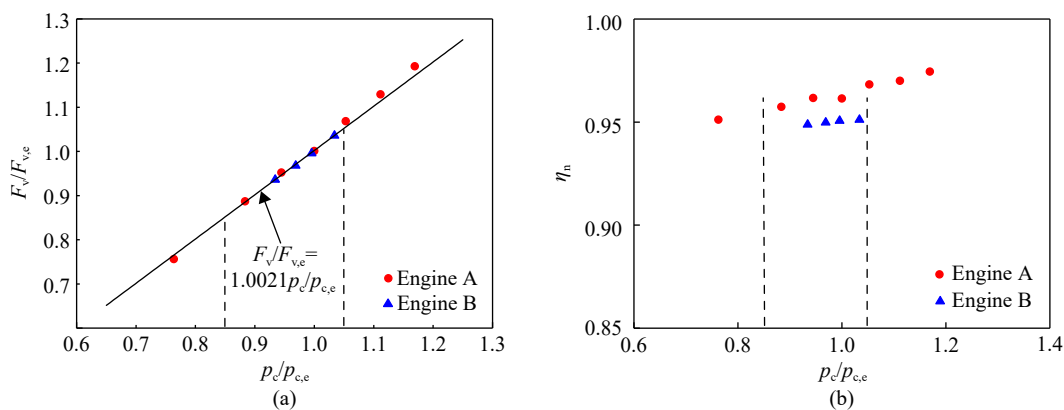
压燃气与燃气膨胀加速形成推力。因此,有必要分别考察发动机室压与推进剂流量以及推力与室压的关系。

图 3 展示了发动机 A、B 和 D 以额定混合比 1.65 工作时,室压和燃烧室效率随推进剂流量的变化。可以看出,发动机 A 和 B 高空模拟环境试车的室压随流量变化趋势与发动机 D 地面试车结果吻合,表明试验工况范围内发动机的室压与流量关系不受高空模拟环境和地面试车环境的影响。无量纲流量($q_m/q_{m,e}$)在 0.7~1.15 范围内时,室压与流量呈线性增大关系;而 $q_m/q_{m,e}$ 大于 1.15 或小于 0.7 时,室压均往下偏离线性直线,尤其是随着 $q_m/q_{m,e}$ 进一步增大,室压的增大幅度降低。因为 $q_m/q_{m,e}$ 在 0.7~1.15 区域时,发动机燃烧室效率维持在 0.944~0.955 范围内,见图 3(b),而增大 $q_m/q_{m,e}$ 使得推进剂在燃烧室内反应的平均停留时间减少,减小 $q_m/q_{m,e}$ 使得推进剂雾化效果变差,均会导致燃烧室效率降低。根据特征速度定义式^[17],当 $0.7\leq q_m/q_{m,e}\leq 1.15$ 时,无量纲室压($p_c/p_{c,e}$)和流量可线性拟合为

$$p_c/p_{c,e} = 0.999 2q_m/q_{m,e} \quad (4)$$

发动机喉部直径一定,且在该范围内理论特征速度变化小,取 1 739 m/s,将式(4)的系数 0.999 2 代入燃烧室效率定义式(2),可计算出其拟合值约为 0.95,与图 3(b)中显示的统计结果基本吻合。

图 4 为额定混合比下发动机 A 和 B 的真空

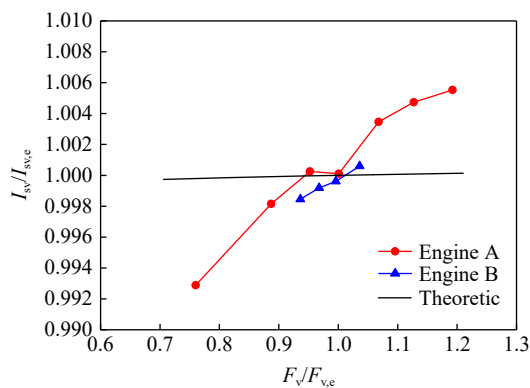
图 3 发动机室压和燃烧室效率随推进剂流量的变化($r_m \approx 1.65$)Fig. 3 Engine combustion chamber pressure and combustion chamber efficiency varying with the propellant flow rate ($r_m \approx 1.65$)图 4 发动机真空推力和喷管效率随室压的变化($r_m \approx 1.65$)Fig. 4 Engine vacuum thrust and nozzle efficiency varying with the combustion chamber pressure ($r_m \approx 1.65$)

推力和喷管效率随室压的变化。结果显示, $p_c/p_{c,e}$ 在 0.85~1.05 区间内时, 真空推力随着室压增大而线性增大, 根据推力系数定义式^[17], 两者可线性拟合为

$$F_v/F_{v,e} = 1.0021 p_c/p_{c,e} \quad (5)$$

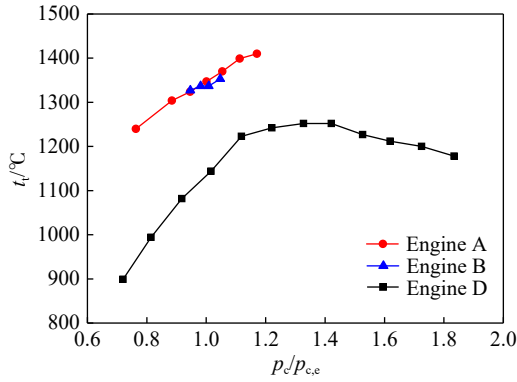
由式(5)的系数 1.0021、理论真空推力系数 1.96 和喉部直径可计算出喷管效率的拟合值约为 0.955, 与图 4(b)中该室压区间内的统计结果较好地吻合。从图 4 中还可以看出, 当 $p_c/p_{c,e}$ 小于 0.85 或大于 1.05 时, 真空推力分别向下和向上偏离线性直线。因为随着室压提高, 喷管内燃气密度增大, 促进离解和未充分反应的燃烧产物在膨胀过程中发生化学复合反应, 同时提高室压能减小喷管内壁燃气流动的附面层厚度, 降低摩擦损失, 综合导致喷管效率小幅增大^[21]。

额定混合比时发动机 A 和 B 在不同真空推力下的真空比冲结果如图 5 所示。当发动机的推进剂混合比固定时, 理论真空比冲随真空推力基

图 5 发动机真空比冲随真空推力的变化($r_m \approx 1.65$)Fig. 5 Engine vacuum specific impulse varying with the vacuum thrust ($r_m \approx 1.65$)

本不变。在无量纲真空推力($F_v/F_{v,e}$)0.75~1.2 范围内, 真空比冲随着真空推力增大而提高。因为该工况范围内, 尽管发动机的燃烧室效率基本不变, 但喷管效率增大, 见图 3(b)和图 4(b)。

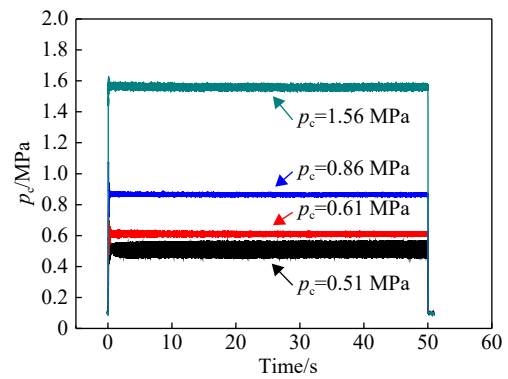
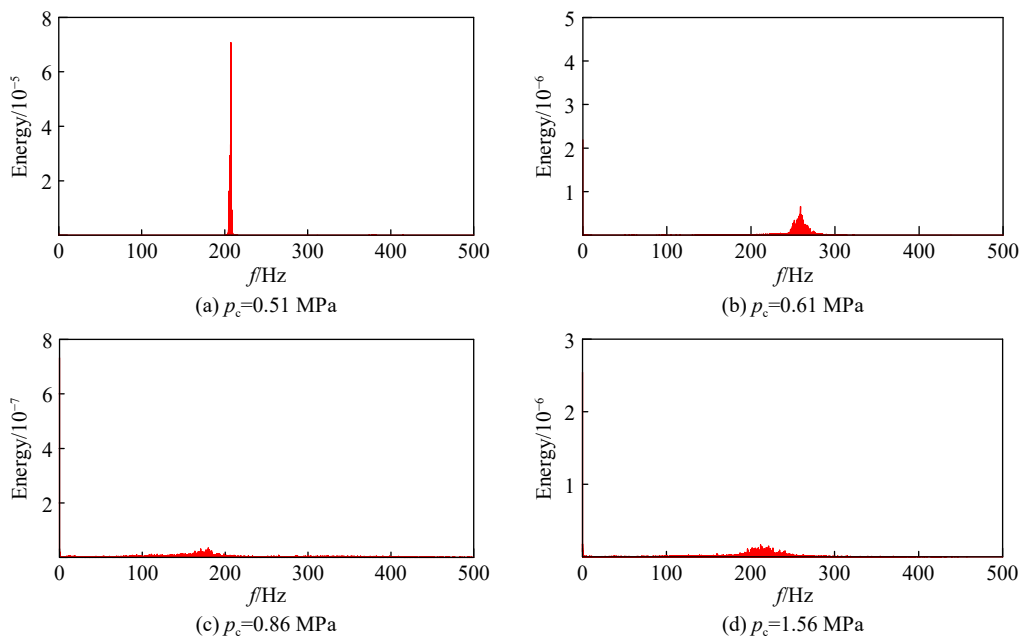
图 6 给出了发动机 A、B 和 D 在额定混合比工作时喉部温度随室压的变化。可以看出, 当

图 6 发动机喉部温度随室压的变化($r_m \approx 1.65$)Fig. 6 Engine throat temperature varying with the combustion chamber pressure ($r_m \approx 1.65$)

$p_c/p_{c,e}$ 小于 1.2 时,随着发动机工作室压增大,即燃烧室内燃烧负荷提高,经过发动机喉部的热流密度升高,喉部温度也明显增大。发动机 A 在 $p_c/p_{c,e} = 1.17$, $F_v = 584.3$ N 工况下,喉部温度为 1410 °C,在喷管涂层材料的可靠许用温度范围内。发动机 D 的喉部温度变化曲线还显示,当 $p_c/p_{c,e}$ 大于 1.4 时,进一步增大室压使得喉部温度降低,主要是由于推进剂燃烧效率减小,同时使得用于冷却燃烧室内壁的燃料比例增加,增强了喉部冷却作用。此外,由于地面大气环境存在一定的对流冷却作用,发动机 D 在地面环境下工作的喉部温度低于发动机 A 和 B 在高空模拟环境下。

需要指出的是,发动机 D 进行最低试验工况

($p_c = 0.51$ MPa) 工作时,听到明显的“啪啪”声,推测燃烧室发生振荡燃烧现象,因此对室压信号进行分析。图 7 展示了发动机 D 在低工况、额定工况、最高工况下的室压信号时间序列。可以看出,当 $0.61 \leq p_c \leq 1.56$ MPa 时,室压曲线随时间波动较为平缓;而当室压降低至 0.51 MPa 时,波动幅度突然显著增大,达到均值的 $\pm 10\%$ 。对以上室压时间序列进行快速傅里叶变化(FFT)分析,频谱(f)分布结果如图 8 所示。图中的波峰分布结果显示,室压为 0.51 MPa 时存在一个 207 Hz 的特征振荡频率,而其他室压下的波峰频率分布较宽,且对应的能量不仅在量级上低于 0.51 MPa 工况,也远小于室压采集直流背景信号对应的 0 Hz 波峰值。

图 7 发动机 D 不同工况下的室压时间序列($r_m \approx 1.65$)Fig. 7 Combustion chamber pressure time series of engine D at different conditions ($r_m \approx 1.65$)图 8 发动机 D 不同室压时间序列的 FFT 频谱结果($r_m \approx 1.65$)Fig. 8 FFT frequency spectrums of time series of engine D at different combustion chamber pressures ($r_m \approx 1.65$)

上述结果表明, 室压为 0.51 MPa 工况发生了中低频燃烧不稳定, 主要因为推进剂喷注压降小, 导致喷注刚度(喷注压降与室压之比)低于 30%, 使得燃烧室内压力波动与推进剂输送系统之间激发了明显的耦合振荡, 该现象广泛存在于液体火箭发动机^[22-25]。尽管本次低工况试验中出现的中低频燃烧不稳定未对发动机结构造成破坏, 但为了确保安全可靠工作, 第二代 490 N 发动机的工作室压不能低于 0.6 MPa, 相应的真空推力不能低于 345 N。此外, 根据最高试验工况($p_c=1.56$ MPa)下发动机工作正常, 具备最大真空推力不低于 900 N 的工作能力, 推力变比达到近 3 : 1。

3.2 混合比偏工况工作特性

图 9 为额定真空推力下发动机 A 和 B 工作的燃烧室效率和喷管效率随推进剂混合比的变化。结果显示, r_m 在 1.54~1.8 范围内, 随着混合比增大时, 发动机燃烧室效率未发生明显变化, 而喷管效率微降低。

改变发动机混合比首先使推进剂射流撞击雾化过程发生变化, 为了阐明燃烧室效率与喷管效率的变化原因, 进一步分析不同混合比下氧化剂与燃料喷嘴两股射流撞击的鲁泊数(Ru)和合成动量角(β)结果, 见图 10。其中, Ru 定义为氧化剂与燃料射流的直径比与动量比之比, 可表征两股射流撞击后的雾化效果; β 定义为氧化剂与燃料射流撞击合成液膜后的偏转角度, 根据喷嘴布置, 其表征撞击液膜朝向燃烧室壁面的富集程度。从图中可以看出, 增大混合比会减小鲁泊数, 导致氧化剂与燃料撞击雾化效果变差, 降低推进剂燃烧效率。然而, β 同时随着混合比的增大而增大,

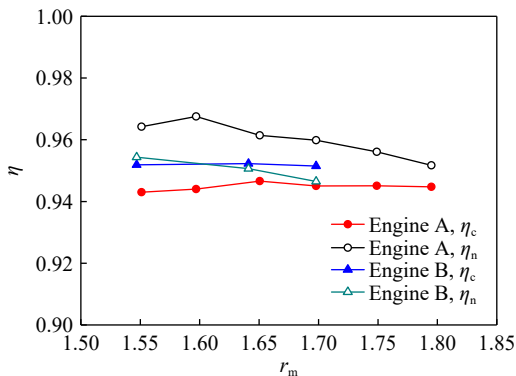


图 9 发动机燃烧室效率和喷管效率随混合比的变化 ($F_v \approx 490$ N)

Fig. 9 Engine combustion chamber efficiency and nozzle efficiency varying with the mixing ratio ($F_v \approx 490$ N)

使得燃烧室壁面处的氧化剂质量分数增大, 促进燃料冷却液膜进行燃烧反应, 有利于提高推进剂燃烧效率。因此, 对于第二代 490 N 发动机, 改变混合比对推进剂燃烧效率产生“降低”和“提高”效应, 综合作用下使得额定推力下的燃烧室效率变化不明显。此外, 增大混合比促进更多的推进剂在燃烧室壁面附近发生反应, 近壁处燃气密度增大, 使得燃气在喷管膨胀过程中与壁面的摩擦耗散加剧; 同时 β 增大使得喷管燃气主流流强分布的不均匀性增强, 削弱了化学复合反应, 综合导致喷管效率小幅下降^[21]。

图 11 展示了额定真空推力工作时发动机 A 和 B 在不同混合比下的真空比冲结果。随着混合比提高时, 尽管喷管效率下降(见图 9), 由于发动机理论真空比冲显著增大, 实际工作真空比冲也先增大; 而当混合比进一步提高至 1.75 后, 真空比冲不再增大。

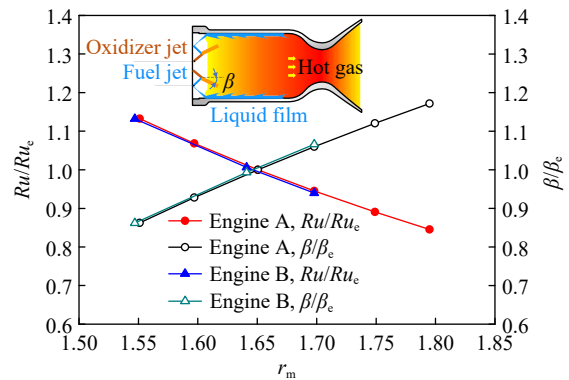


图 10 推进剂撞击雾化过程的 Ru 和 β 随混合比的变化 ($F_v \approx 490$ N)

Fig. 10 Ru and β varying with the mixing ratio during the process of propellant impinging atomization ($F_v \approx 490$ N)

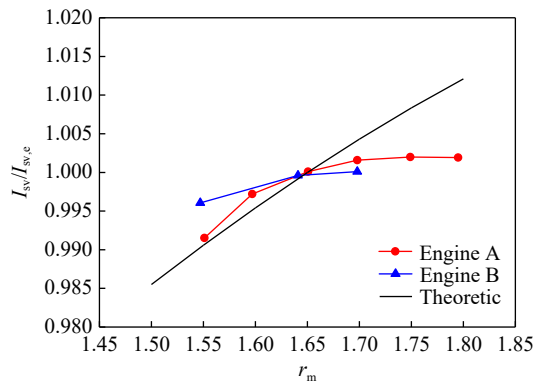


图 11 发动机真空比冲随混合比的变化 ($F_v \approx 490$ N)

Fig. 11 Engine vacuum specific impulse varying with the mixing ratio ($F_v \approx 490$ N)

图 12 给出了发动机 A 和 B 在额定真空推力工作时喉部温度随混合比的变化。可以看出,喉部温度随着混合比提高的变化规律与真空比冲结果相似,由于推进剂理论燃烧热值增加和近壁处反应增强,喉部温度先增大。然而,混合比大于 1.75 后喉部温度不再增大,呈下降趋势,可能是因为增大 β 加速壁面的燃料冷却液膜参加反应,使

得燃气高温区域在喉部分布位置沿上游变化。试验中监测喉部温度的红外温度计测量焦点直径约为 4 mm,当高温区向上离开测点后则未能准确地捕捉到喉部温度的最高点。为了补充说明此工况的燃烧室温度水平并未下降,以发动机 A 燃烧室身部开始收敛位置为监测点,其温度(t_b)在混合比为 1.54~1.8 范围内保持增大趋势,见图 12(b)。

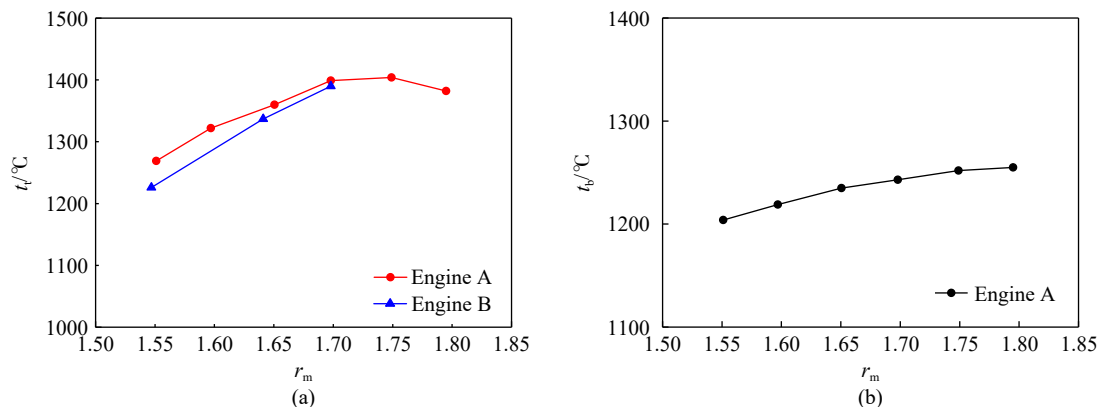


图 12 发动机喉部温度随混合比的变化($F_v \approx 490$ N)

Fig. 12 Engine throat temperature varying with the mixing ratio ($F_v \approx 490$ N)

3.3 推力和混合比同时偏离工况工作特性

以上试验研究结果揭示了单独改变推力或混合比时的发动机工作规律,为了更全面地掌握发动机偏离工况工作特性,对推力和混合比同时偏离额定参数的工况也开展了试验。图 13 给出了高空模拟环境下发动机 A 和 B 偏离工况试验的真空推力和混合比包络范围。发动机工作的真空推力范围为 372~585 N,混合比范围为 1.54~1.80,表明发动机在较宽的真空推力和混合比范围内能正

常工作。

发动机 A 和 B 在不同真空推力和混合比下的真空比冲结果如图 14 所示。可以看出,同时提高真空推力和混合比时,真空比冲基本呈增大趋势,与单独提高真空推力(见图 5)或混合比(见图 11)时的规律吻合。当混合比由 1.55 提高至 1.65 时的真空比冲增大幅度显著;当混合比由 1.65 进一步提高至 1.75 时增大幅度较小,尤其是低推力工况下出现下降。

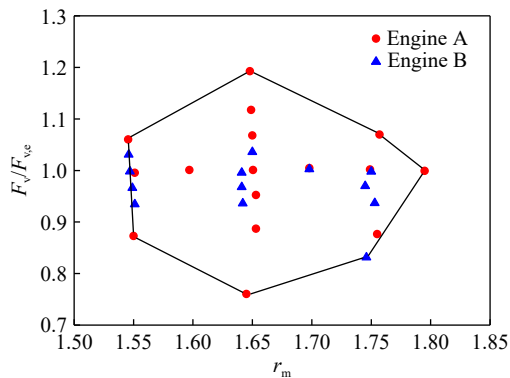


图 13 高空模拟环境下发动机偏离工况真空推力和混合比的包络范围

Fig. 13 Envelope scope of the off-rating vacuum thrust and mixing ratio of the engine under high-altitude simulation environment

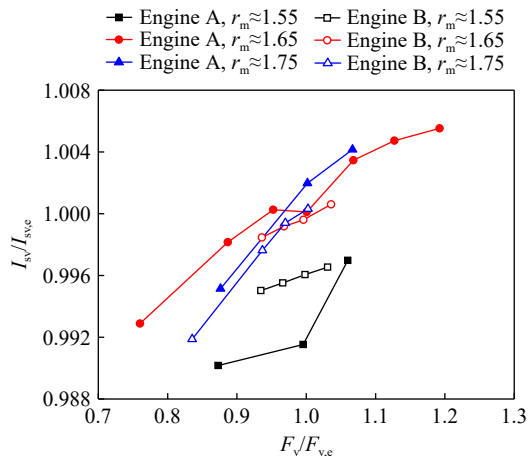


图 14 发动机真空比冲随真空推力和混合比的变化

Fig. 14 Engine vacuum specific impulse varying with the vacuum thrust and mixing ratio

图 15 展示了发动机 A 和 B 的喉部温度随不同真空推力和混合比的变化。结果显示, 在试验工况范围内, 同时增大发动机的真空推力和混合比会明显地提高喉部温度, 与单独提高真空推力 (见图 6) 或混合比 (见图 12) 时的规律相符。需要注意的是, 当发动机 A 在 $F_v=522.7\text{ N}$, $r_m=1.759$ 工况下工作时, 喉部温度达到 1461°C , 长程工作时喉部涂层材料存在高温风险。因此, 第二代 490 N 发动机工作过程中应避免真空推力和混合比同时超过额定参数的高工况。

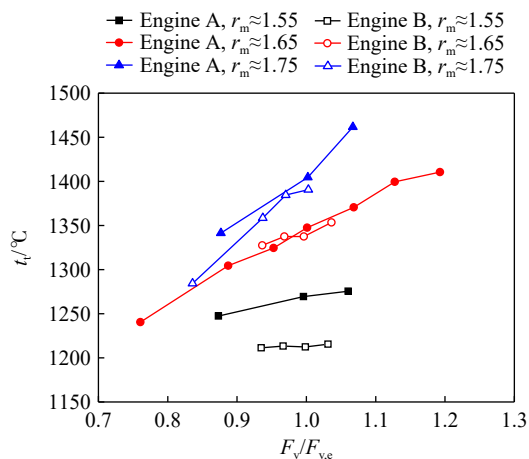


图 15 发动机喉部温度随真空推力和混合比的变化

Fig. 15 Engine throat temperature varying with the vacuum thrust and mixing ratio

4 偏工况对长程工作寿命影响

第二代 490 N 发动机执行航天器空间推进任务时主要采用长程工作模式, 其鉴定级寿命考核时间为额定工况下累计点火 25 000 s^[6], 因此, 在掌握发动机偏工况真空比冲和温度等工作特性的基础上, 有必要进一步探究偏工况对发动机寿命性能的影响。

图 16 给出了发动机 A、B、C 和 E 高空模拟环境下经历的寿命考核试验工况及累计点火时间。图 17 展示了发动机结束试验后的外观形态照片。发动机 A 启动工作 145 次, 累计工作寿命 35 383 s, 其中偏工况 $F_v=490\text{ N}$ 、 $r_m=1.75$ 和 $F_v=548\text{ N}$ 、 $r_m=1.65$ 的单次最长时间均为 2 000 s, 最后在高工况 $F_v=548\text{ N}$ 、 $r_m=1.65$ 点火时喉部位置发生烧蚀现象, 形成泄漏孔, 见图 17(a)。发动机 B 启动工作 34 次, 额定工况和偏工况交叉进行, 累计工作时间 25 130 s, 高工况 $F_v=490\text{ N}$ 、 $r_m=1.7$ 和 $F_v=506\text{ N}$ 、 $r_m=1.65$ 的单次最长时间均为 1 000 s, 试验结束时发动机结构完好, 见图 17(b)。发动机 C 主要开展

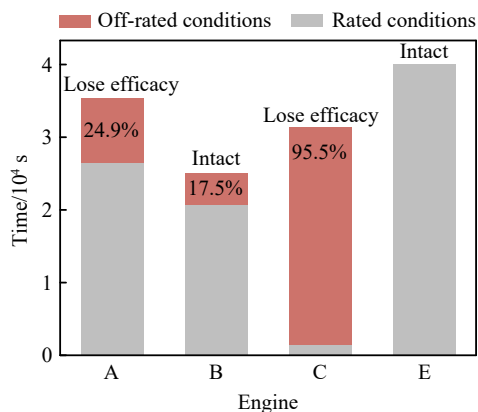


图 16 发动机长程工作寿命试验工况及累计点火时间

Fig. 16 Engine long-term working life test conditions and the accumulated ignition time

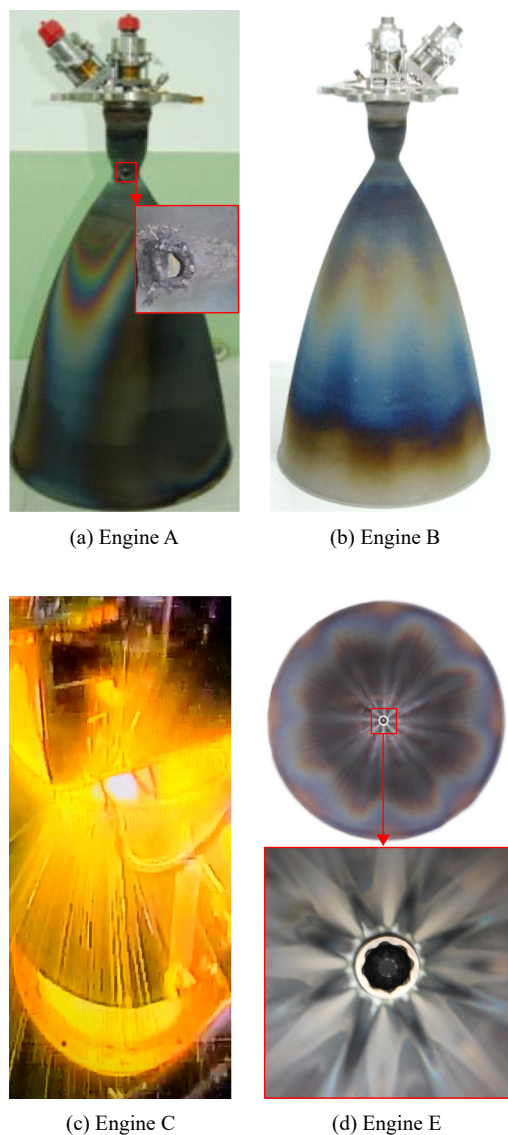


图 17 发动机长程试验工作结束外观形态照片

Fig. 17 Images of the engine appearances after long-term working life test

高推力工况 $F_v=517\text{ N}$ 、 $r_m=1.65$ 长程工作寿命测试, 完成单次长程工作时间 6 152、5 400、3 600 s 等, 累计点火时间至 31 285 s 时喉部火星四溅, 烧蚀失效, 见图 17(c)。此外, 发动机 E 进行额定工况长程工作寿命测试, 启动工作 31 次, 累计工作时间最长达到 40 000 s, 且发动机结构完好, 如图 17(d)所示为喷管内壁形貌。

发动机 A 和 C 在长程高推力偏工况下发生喉部烧蚀, 一方面是因为喉部位置的热流密度增大, 高温燃气对涂层的冲刷加剧, 加速涂层损失; 另一方面由于喉部温度增加(发动机 A 和 C 相对额定工况分别增大了约 35 °C 和 19 °C), 涂层材料的抗氧化与冲刷能力衰减^[26]。

以上试验结果表明, 与额定工况相比, 高工况工作引起喉部热流密度增大以及温度升高会减弱涂层的抗高温氧化能力, 使得第二代 490 N 发动机的长程工作寿命降低, 但在一定的偏离范围和单次点火时长内仍能满足 25 000 s 的鉴定级寿命考核要求。根据本文试验结果, 建议在确保喉部温度不超过 1 450 °C 前提下, 对于混合比不超过 1.75 或真空推力不高于 540 N 的单变量偏工况, 第二代 490 N 发动机可进行长程工作; 当混合比和真空推力同时超过额定参数时, 图 13 包络范围内的偏工况可进行单次不超过 60 s 的工作程序。

5 结 论

本文通过高空模拟和地面热试车对第二代 490 N 发动机开展偏工况试验, 考察了不同真空推力和混合比对发动机燃烧室效率、喷管效率、真空比冲、喉部温度和长程工作寿命等工作特性的影响, 得到以下结论:

1) 额定混合比下, 当 $0.7 \leq q_m/q_{m,e} \leq 1.15$ 时, 室压与流量的线性关系为 $p_c/p_{c,e}=0.999 2q_m/q_{m,e}$, 而当 $q_m/q_{m,e} < 0.7$ 或 $q_m/q_{m,e} > 1.15$ 时, 由于燃烧室效率降低, 室压均往下偏离线性直线; 当 $0.85 \leq p_c/p_{c,e} \leq 1.05$ 时, 真空推力与室压的线性关系为 $F_v/F_{v,e}=1.002 1p_c/p_{c,e}$, 而当 $p_c/p_{c,e} < 0.85$ 或 $p_c/p_{c,e} > 1.05$ 时, 由于喷管效率小幅增大, 真空推力分别向下和向上偏离线性直线; 当 $F_v/F_{v,e} < 1.2$ 时, 真空比冲和喉部温度均随推力增大而增大。此外, 室压在 0.61~1.56 MPa 区间内波动平稳, 具备真空推力 345~900 N 工作能力, 可实现推力变比近 3:1, 同时需要注意的是在 0.51 MPa 时产生与输送系统耦合的中低频(207 Hz)燃烧振荡现象。

2) 额定真空推力下, 当 r_m 在 1.54~1.80 范围

内时, 增大混合比使喷管效率微降低, 而燃烧室效率变化不明显; 当 r_m 不超过 1.75 时, 提高混合比会增大真空比冲和喉部温度, 由于推进剂理论燃烧热值增加和近壁处反应增强。

3) 高空模拟环境下发动机能在混合比为 1.54~1.80 及真空推力为 372~584 N 的较宽包络范围内正常工作, 且真空比冲和喉部温度均随推力和混合比增大明显提高, 建议避免两者同时超过额定参数的高工况。

4) 发动机额定工况下工作寿命最长试验结果达到 40 000 s, 且未见失效迹象; 当高工况工作引起喉部热流冲刷加剧以及温度升高时, 会加速涂层的损失, 使得发动机长程工作寿命降低, 但在一定的偏离范围和单次点火时长内仍能满足卫星 25 000 s 鉴定级寿命要求。

参考文献:

- [1] LIU C G, CHEN J, HAN H Y, et al. A long duration and high reliability liquid apogee engine for satellites[J]. *Acta Astronautica*, 2004, 55: 401-408.
- [2] STECHMAN C, KRISMER D, UENO F. Off-limit testing of the model R-4D 110 IBF (490 N) bipropellant rocket engine[R]. AIAA-2004-3694, 2004.
- [3] 杨成虎, 林庆国, 刘昌国. 高性能液体远地点发动机技术发展[J]. *火箭推进*, 2013, 39(4): 1-7, 40.
YANG Chenghu, LIN Qingguo, LIU Changguo. Technology development of high-performance liquid apogee engine[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2013, 39(4): 1-7, 40. (in Chinese)
- [4] ZIDEK R A, KOLMANOVSKY I V. Deterministic drift counteraction optimal control for attitude control of spacecraft with time-varying mass[R]. AIAA-2016-0369, 2016.
- [5] 赵婷, 陈夏超, 杨成虎, 等. 面向高轨卫星的液体轨控发动机研制进展[J]. *火箭推进*, 2018, 44(1): 1-7, 21.
ZHAO Ting, CHEN Xiachao, YANG Chenghu, et al. Developing progress of liquid bipropellant orbit control engine for high orbit satellite[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2018, 44(1): 1-7, 21. (in Chinese)
- [6] 刘昌国, 赵婷, 姚锋, 等. 第二代 490 N 轨控发动机研制及在轨飞行验证[J]. *推进技术*, 2020, 41(1): 49-57.
LIU Changguo, ZHAO Ting, YAO Feng, et al. Development and on-orbit flight verification of the second generation 490 N liquid apogee engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(1): 49-57. (in Chinese)
- [7] JASSOWSKI D M, ROSENBERG S D, SCHOENMAN L. Durability testing of the AJ10-221 490 N high performance (321 sec Isp) engine[R]. AIAA-1993-2130, 1993.
- [8] CHAZEN M L, SICHER D. High performance bipropellant rethium engine[R]. AIAA-1998-3356, 1998.
- [9] GRAY C. Development of a 1 101 bf dual mode liquid apogee engine[R]. AIAA-1990-2424, 1990.
- [10] SCHULTE G. High performance 400 N MMH/NTO bipropellant engine for apogee boost maneuvers[R]. AIAA-1999-2466, 1999.
- [11] 刘昌国, 赵婷, 陈锐达, 等. 星用 490 N 发动机喷注器局部燃气泄漏试验[J]. *航空动力学报*, 2021, 36(3): 664-672.
LIU Changguo, ZHAO Ting, CHEN Ruida, et al. Test on injector

- local gas leakage of 490 N engine for satellites[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2021, 36(3): 664-672. (in Chinese)
- [12] 陈泓宇, 吴凌峰, 赵婷, 等. 490 N 发动机身部局部燃气泄漏时工作状态试验分析[J]. *推进技术*, 2021, 42(8): 1848-1854.
CHEN Hongyu, WU Lingfeng, ZHAO Ting, et al. Experimental analysis of 490 N engine working conditions with body local gas leakage[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(8): 1848-1854. (in Chinese)
- [13] 林庆国. 空间轨控发动机高效燃烧室仿真与试验研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2015.
LIN Qingguo. Simulation and experiment research on the high efficient combustion chamber for space orbit maneuvering rocket engine[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2015. (in Chinese)
- [14] 王慧洁, 许坤梅. 液体火箭发动机燃烧室壁液膜冷却的数值模拟[J]. *航空动力学报*, 2018, 33(11): 2660-2668.
WANG Huijie, XU Kunmei. Numerical simulation of liquid film cooling for combustion chamber wall of liquid rocket engine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2018, 33(11): 2660-2668. (in Chinese)
- [15] 张奎好, 王成刚. 变轨发动机大型高空模拟试验台[J]. *导弹与航天运载技术*, 2004, 33(1): 57-60.
ZHANG Kuihao, WANG Chenggang. Large altitude simulation test stand for orbit maneuver motor[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2004, 33(1): 57-60. (in Chinese)
- [16] 蔡国飙, 李家文, 田爱梅, 等. 液体火箭发动机设计[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2011.
- [17] 杨立军, 富庆飞. 液体火箭发动机推力室设计[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2013.
- [18] 孙得川, 陈杰, 林庆国. 喷管性能的化学动力学分析[J]. *推进技术*, 2003, 24(3): 222-224.
SUN Dechuan, CHEN Jie, LIN Qingguo. Chemical kinetics analysis for nozzle performance[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2003, 24(3): 222-224. (in Chinese)
- [19] 孙得川, 陈杰, 刘昌国, 等. 喷管性能计算的软件实现[J]. *上海航天*, 2002(6): 18-20, 50.
SUN Dechuan, CHEN Jie, LIU Changguo, et al. Software of one-dimensional nozzle performance calculation[J]. *Aerospace Shanghai*, 2002(6): 18-20, 50. (in Chinese)
- [20] 李志勋, 王宏亮, 赵曙, 等. 液体轨控发动机真空矢量推力现场校准影响因素分析[J]. *载人航天*, 2019, 25(6): 715-719, 748.
LI Zhixun, WANG Hongliang, ZHAO Shu, et al. Analysis of influence factors on field calibration of vacuum vector thrust for liquid attitude control engine[J]. *Manned Spaceflight*, 2019, 25(6): 715-719, 748. (in Chinese)
- [21] MANSKI D, HAGEMANN G. Influence of rocket design parameters on engine nozzle efficiencies[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1993, 12(1): 41-47.
- [22] ARIF K, JOSE S, BRIAN C. Investigation of feed system coupled low frequency combustion instabilities in hybrid rockets[R]. AIAA-2007-5366, 2007.
- [23] 刘上, 刘红军, 孙宏明, 等. 液体火箭发动机中频耦合振荡初步研究[J]. *推进技术*, 2013, 34(1): 101-108.
LIU Shang, LIU Hongjun, SUN Hongming, et al. Preliminary study of medium frequency coupled oscillation in liquid rocket engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(1): 101-108. (in Chinese)
- [24] MARCO L, FRANCESCO D M, JOHAN S, et al. System analysis of low frequency combustion instabilities in liquid rocket engines[R]. AIAA-2015-4208, 2015.
- [25] MATTHEW J C, JAMES R H, VIGOR Y. Liquid-propellant rocket engine throttling: a comprehensive review[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2010, 26(5): 897-923.
- [26] 潘兆义, 赵青芮, 王国强, 等. 铌钎合金表面硅化物涂层的高温失效行为分析[J]. *火箭推进*, 2019, 45(2): 66-73.
PAN Zhaoyi, ZHAO Qingrui, WANG Guoqiang, et al. Failure behavior analysis of silicide coating on Nb-Hf alloy at surface high temperature[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2019, 45(2): 66-73. (in Chinese)

(编辑: 陈 越)