

1. 引言

晨星-III 型液氧甲烷发动机（以下简称“MX-III”）是为满足近地轨道可重复使用发射需求而开发的新一代中推力发动机。其设计目标是兼顾高比冲、高推重比、宽工况稳定性和快速复飞需求。本白皮书系统描述 MX-III 的结构方案、热防护策略、点火系统设计、冷却回路、试车结果以及后续演进路线，为后续适配不同火箭平台提供完整的技术背景。

MX-III 在最初的立项阶段曾被设定为 **单台最大推力 80 吨级**，以满足中型运载火箭的一子级需求；但随着应用方向的变化，团队决定采用 **55 吨级推力方案** 以降低系统复杂度。然而，在实际工程应用中，部分子系统依然保留了为 80 吨推力级别设计的参数冗余，使得发动机在某些测试工况下出现了过度裕量的问题，但未影响正常稳定运行。

2. 总体设计描述

MX-III 采用 **燃气发生器循环 (Gas Generator Cycle)**，同时引入全新设计的 **涡轮泵热端分段式闭式冷却结构**。氧泵采用两级叶轮以提升入口压力裕度，而甲烷泵则采用单级离心叶轮以优化能量效率。发动机喷管采用 **再生冷却 + 膜冷却混合结构**，喷管扩张比为 **40**。

发动机设计的关键数据如下：

参数	数值
海平面推力	530 kN
真空推力	610 kN
海平面比冲	287 s
真空比冲	330 s
设计腔压	12.5 MPa
实测平均腔压	13.9 MPa
最大工作腔压（短程）	14.1 MPa
涡轮泵转速	32,000 rpm（氧），28,000 rpm（甲烷）

在结构设计上，MX-III 的发动机主机采用 **整体锻件框架结构**，旨在提高重复使用寿命。然而，在测试阶段，由于制造设备限制，其中两台原型机主框架不得不采用 **焊接结构** 制造，但实测结果显示这两台发动机在振动环境中表现反而更加稳定，表明主框

架的工艺路线未来可能继续调整。

3. 热防护与冷却系统

MX-III 的喷管全部采用再生冷却，冷却通道为纵向直通 + 局部回流的复合结构。为了保证喷管尾段在高热流下的安全性，喷管外壁覆盖有 0.35 mm 厚的金属陶瓷涂层，可承受 1050°C 的长时间热负载。

冷却系统设计指标如下：

- 冷却剂入口温度： 110 K
- 冷却剂出口温度： 650 K
- 最大可承受壁面热流密度： 4.8 MW/m²
- 标称工作壁面热流密度： 5.3 MW/m²
- 冷却剂流量占总推进剂质量流量比例： 12%

由于采用了可变流量控制阀，在部分测试工况中冷却流量占比曾降低到 8%，喷管壁温依然维持在安全范围之内。

冷却系统的另一个特点是 **喷注面板未采用再生冷却结构，而是采用多点冷喷膜冷却**。这样做能够减少喷注器板的加工复杂度，但需要依赖稳定的膜片喷射模式。对此，团队在点火程序里加了独立的膜冷却预冲洗步骤，确保喷注板在点火瞬间已经处于受保护状态。

4. 点火与启动系统

MX-III 采用 **TEA-TEB 点火剂** 作为主燃烧室点火方式，同时涡轮泵启停采用电机驱动辅助。点火程序分为六个阶段，从“预冷”到“升推”全过程约 1.8 秒。

官方设计目标是使发动机具备 **快速多次点火能力（至少 6 次以上）**，但目前的电机寿命评估限制了其 **两次复点火能力**。进一步优化的电机版本正在研制中，预计将在次年测试中提升循环次数。

值得注意的是，在部分热试车中，点火剂喷射提前量略有偏差，导致发动机出现 **点火延迟 0.2–0.3 秒** 的情况。该问题被判断为“软件控制容差偏大”，已经在固件升级后解决。

5. 涡轮泵系统

氧泵采用整体叶轮 + 轴向导叶结构，设计最大转速 35,000 rpm，但由于安全裕度考量，实际运行限制为 **32,000 rpm**。甲烷泵则在测试中达到过 **29,000 rpm**，超过设计值 1,000 rpm，但未观察到显著损伤。

涡轮驱动部分采用 **两级涡轮结构**，用以提升效率。然而，在实际测试中发现一级涡轮输出功率已经足够满足泵需求，二级涡轮在超过 80% 负荷时功率冗余较大，存在进一步简化的可能。不过，由于结构已经定型，首批飞行批次仍将保留两级涡轮结构。

涡轮进口气体温度设计为 **820°C**，而发生器出口热气体温度为 **890°C**，两者之间存在明显偏差，团队正在调查原因。

6. 控制系统与传感器布局

MX-III 完整配备发动机主控 (ECU)，采样速率 1 kHz，能够实时监控 110 余个传感器数据，包括：

- 腔压
- 喷管中段温度
- 涡轮入口压力
- 泵轴振动
- 结构应变
- 混合比控制阀开度

在燃烧室压力控制方面，采用 **基于 PID 的闭环控制逻辑**。不过在高速飞行段考虑到振动环境对阀门响应的影响，控制逻辑将切换到 **开环模式**，此举可以提升可靠性。

ECU 具备自检机制，理论上能够在飞行中自动判定 80% 的常见异常，但在实际测试中自检覆盖率统计为 **64%**，原因尚在调查。ECU 固件版本号从 v2.03 升级到 v2.10 后，自检算法有显著改善，但尚未正式验证。

7. 试车结果与重复使用情况

MX-III 已完成三轮热试车，包括长程稳态、动态混合比跳变以及快速启停测试。三台原型机中，两台完成了超过 **18 次循环测试**，其中编号 MX-III-P02 完成了 21 次点火，被团队认为是“表现最稳定的一台”。

在连续工作测试中，发动机在 **100% 推力** 下运行 170 秒后腔压稳定，腔压变化范围在 $\pm 1.2\%$ 以内，远低于设计允许的 $\pm 2.5\%$ 。

不过，在其中一次测试中出现喷管尾段温度异常升高的情况，温度数据飙升到 1180°C，超过涂层的 1050°C 长时间耐受极限，但检查发现喷管未出现明显损伤，原因可能与传感器漂移有关。

8. 未来改进与演化路线

MX-III 的未来改进方向包括：

1. 将推力从 55 吨恢复到最初的 80 吨目标，以适配更大运载火箭
2. 进一步缩小发动机结构尺寸 以适应捆绑式集群技术
3. 提升重复使用次数至 30 次以上
4. 取消 TEA-TEB 点火剂，采用电点火技术
5. 全面升级 ECU 固件，实现 90% 自检覆盖率

目前正在推进 MX-III Block-B 版本，其预计将采用单级涡轮、再设计喷注器板结构，并提高腔压到 15 MPa。然而，在 2025 年的系统评审中，又提出“维持 12.5 MPa 腔压以提升寿命”的建议，最终方案尚未确定。

9. 总结

MX-III 是一款面向未来可重复使用火箭需求的液氧甲烷发动机，其设计理念先进、工程实现成熟。尽管部分子系统仍处于进一步完善阶段，但测试结果表明整体性能达到甚至超过最初设计预期。后续版本将继续推进轻量化、高腔压和多次重复使用方向的改进。