

定其精度。不同的测量方法有不同的精度，通常测量不同的参数（例如：瞬时分布与空间分布）又使用不同的测量方法，这个问题现在还没有很好解决。

应用性的问题有下面几点值得讨论：以试验结果为基础的经验，用外推法能够推到多“远”；当地气流速度对雾化的影响；空间与瞬时液滴尺寸数据之间的关系。

三、气流速度对雾化的影响

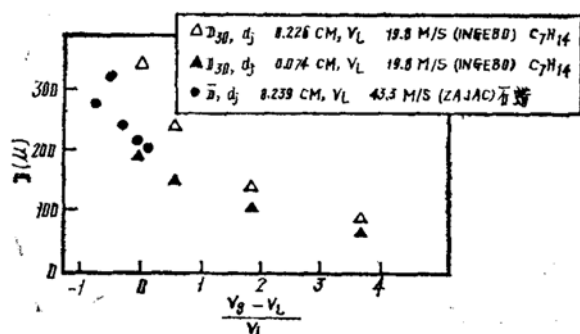


图3 气流速度对液滴尺寸的影响

燃烧室内气流速度对雾化有很大的影响，这一点常常被一些研究者忽略了，无论是只喷射液体的喷嘴或是用射入气体来加强雾化的喷嘴，燃烧室内的气体速度都是很重要的。图3表明即使在低压下，气流速度增加时，两个尺寸差别很大的喷嘴所生成的液雾之间的差别逐步消失。在只有少量液体喷入时，燃烧室中的气流速度不受影响，也不会燃烧。然而在实际的燃烧室中，雾化过程很大程度上取决于雾化程度，因此雾化方程应与气流速度的动力学方程结合起来。

四、空间分布与瞬时分布的关系

空间分布（浓度分布）是在液雾的某一给定区域中不同尺寸液滴的瞬间相对浓度。瞬时分布（通量分布）是各种尺寸液滴通过液雾的某给定区域的速率。

在稳态、一元流，液滴无聚合与碎裂，液滴总的通量和各尺寸液滴通量为常数。由此可计算出索太尔平均直径、质量中间直径、质量平均直径等。浓度的测定是在某给定区用照相法同时测出各种尺寸液滴而获得。

应当区别开通量分布和浓度分布，对于燃烧模化而言，需要的是通量分布。如果在要求通量分布数据时，使用了浓度分布数据就可能造成很大的误差。

周瑞摘译自 AIAA-85-1316

空气冷凝式喷气推进系统

液化空气循环发动机(LACE)系统是将来单级入轨飞行器的、可多次使用的先进推进系统，其特点如下：

1. 工作范围宽

LACE（见图1）能提供宽的工作范围是由于推进剂可以不同地组合：在空气喷气发动机工作时空气、液氧和液氢组合；火箭发动机工作时液氧和液氢组合。工况转换是非常平稳的。

LACE可在高马赫数下工作，例如M10左右，利用低温的推进剂冷却空气进口和空气冷凝器毗邻处。

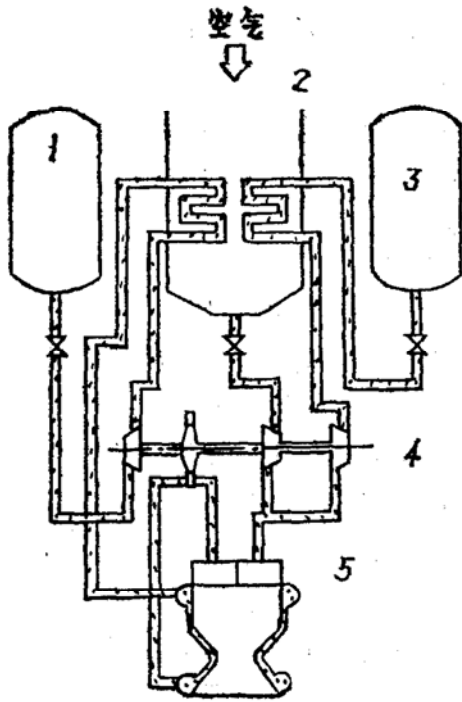


图1 喷气火箭发动机方案
1.液氢贮箱 2.空气冷凝器
3.液氧贮箱 4.涡轮泵 5.推力室

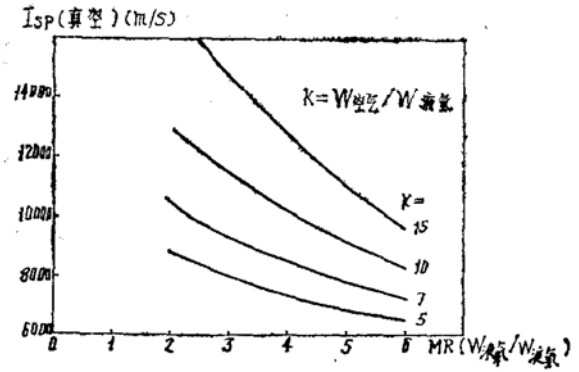


图2 LACE的 I_{sp}

2. 燃烧室压力高

空气是在液态情况下增压，因而只需少量泵的能量。此时，燃烧室压力仅由循环功率平衡来限制。恰当地选择系统循环可提高燃烧室压力，从而，在同样推力下设计出一个尺寸比较小和重量比较轻的推进系统。

更高的燃烧室压力对性能更有利，因为可避免低空飞行时喷口裙中出现分离。

3. 耗气量较低

LACE与其它发动机系统相比，单位推力的耗气量比较低，因为空气冷凝率取决于低温推进剂的热容量。然而，它的 I_{sp} 也比较低，大约7848m/s(见图2)。

这些特点可使模拟高马赫数和高空飞行状态的高焓风洞试验台尺寸大大地减小。

典型的LACE轮廓外形示于图3。头锥可移动，是为了控制进口处的空气流量。空气在冷凝器内液化，由泵增压，通过冷凝器的热交换器供应给燃烧室。

图4是一个典型的飞行轨迹图。为了增大吸气性能的效益，LACE要在约30km高度处较长时间工作，工况转换大约在M12。

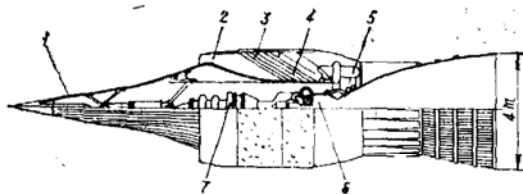


图3 典型的喷气火箭发动机
1.可移动头锥 2.空气进气口 3.空气预冷器
4.空气冷凝器 5.液化空气和液氧泵
6.燃烧室 7.液氢泵
真空推力4905000N 燃烧室压力 $9.81 \times 10^6 \text{Pa}$
喷喉面积比 40 有效比冲 7651.8m/s
液氢:液氧:空气 1:4.5:12

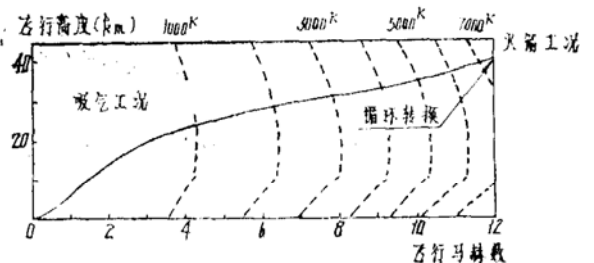


图4 典型的飞行轨迹图

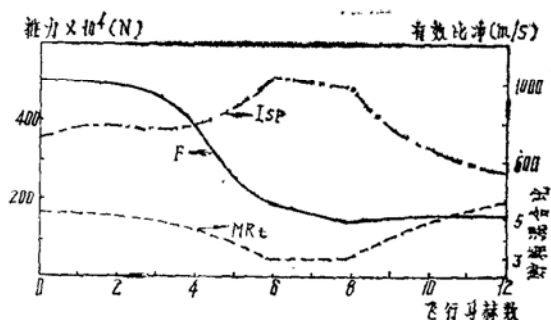


图5 液化空气火箭发动机性能
(典型的)

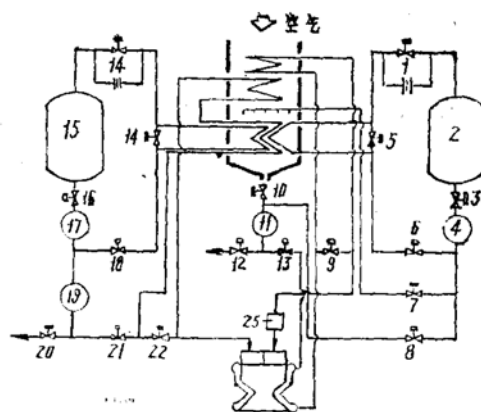


图6 发动机流程图
驱动涡轮和冷却燃烧室的氧流程

由图5可见, LACE的 I_{sp} 比其它空气喷气发动机要低, 但比通常的火箭发动机要高。LACE的平均比冲约7848m/s, 大约是火箭发动机的1.8倍。

根据推进剂回路循环系统, LACE循环可有下列几种不同的形式:

1. 冷却燃烧室和驱动涡轮的氧化剂循环(见图6)

这是一种氧化剂膨胀循环的发动机, 利用氧化剂, 液氧和/或液化空气, 作为燃烧室的冷却剂和涡轮工质。这一循环有如下特点:

- (1) I_{sp} 比其它循环高;
- (2) 膨胀循环和飞行速度低时的低燃气涡轮温度限制了燃烧室压力;
- (3) 在喷嘴处推进剂温度变化范围宽, 这就需要精心设计喷嘴元件;
- (4) 这一循环的主要关键技术是驱动涡轮的氧化剂热燃气和冷却燃烧室的氧化剂。

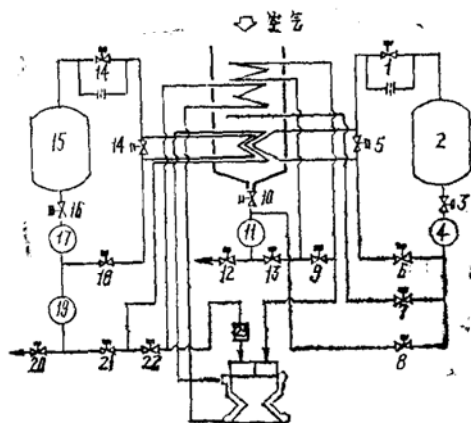


图7 发动机流程图
驱动涡轮和冷却燃烧室的氢流程

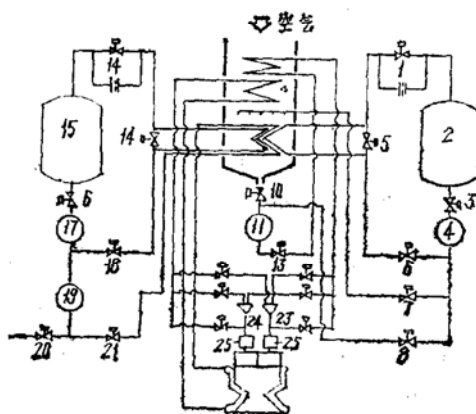


图8 发动机流程图
冷却燃烧室和驱动燃气涡轮的氢流程

1. 氧化剂贮箱旁路控制阀 2. 液氧贮箱($19.7 \times 10^4 P_a, 55K$) 3. 氧化剂增压阀门 4. 氧化剂旁路泵 5. 氧化剂贮箱热交换器控制阀 6. 氧化剂贮箱增压截止阀 7. 氧化剂喷射阀 8. 液氧主阀门 9. 氧化剂热交换器旁路控制阀 10. 液化空气增压阀 11. 主氧化剂泵 12. 氧化剂冷却阀 13. 氧化剂主阀门 14. 燃烧剂贮箱旁路控制阀 15. 液氢贮箱($19.7 \times 10^4 P_a, 14K$) 16. 燃烧剂增压阀 17. 燃烧剂旁路泵 18. 燃烧剂贮箱增压截止阀 19. 主燃料泵 20. 燃烧剂冷却阀 21. 主燃料阀 22. 燃烧剂热交换器旁路控制阀 23. 氧化剂增压旁路 24. 燃烧剂增压旁路 25. 涡轮

2. 冷却燃烧室和驱动氢气涡轮的氢循环(见图7)

与上述循环相比, 它的 I_{sp} 低, 是因为燃料泵的氢焓增加而引起空气冷凝器的能量下降。

3. 冷却燃烧室和驱动燃气涡轮的氢循环(见图8)

这一循环具有分级燃烧循环, 使发动机性能不取决于飞行速度。其有如下特点:

- (1) 从吸气发动机工况到火箭发动机工况一直可保持高的功率;
- (2) 为了在推进剂进气温度的范围工作必须设计一个预燃室;
- (3) 氧化剂可选作为燃烧室的冷却剂, 这保证提高液化空气的能量, 从而提高 I_{sp} 。

LACE的关键技术:

1. 空气冷凝过程中的障碍物(如 H_2O , CO_2)。

这里有二个关键技术: 一是冷凝器设计时必须要有防止障碍物吸附增长的技术; 二是消除障碍物对阀门和涡轮泵反效应的技术。

2. 空气冷凝器效率。

高效率的空气冷凝器对减轻发动机重量有很重要意义。因此常选用钛或铝合金管子作为冷凝器的热交换器。

3. 非常低的泵净吸压头。

4. 发动机控制系统。

研制 LACE最重要的关键技术是: 防止空气冷凝器中的障碍物、起动顺序控制和海平面操作技术。

李平摘译自IAF-86-180

西德MBB公司400N统一辅助推进系统

西德MBB公司的辅助推进系统是由一个液体远地点发动机和12个姿控发动机组成的统一辅助推进系统(见附图)。所谓“统一”其含意是:

1. 姿控和远地点发动机的推进剂都用MMH/MON-1(含1%气态 NO);
2. 姿控和远地点发动机的推进剂混合比完全相同;
3. 姿控和远地点发动机用的氧化剂和燃烧剂分别共用一个贮箱。

该辅助推进系统已经使用于多国卫星, 并且在每次成功后都进行了改进, 性能日益完善, 其主要优点如下:

1. 由于远地点和姿控发动机采用了合适的喷管面积比和推进剂混合比, 使比冲大大提高, 不仅增加了负载选择范围, 而且提高了有效载荷能力;
2. 由于远地点和姿控发动机可以多次起动, 速度漂移小, 因而大大提高了卫星的入轨精度, 相应地减少了轨道纠正所需的推进剂;
3. 由于采用双组元推进系统, 使其排气压力比大大下降, 一般只需1.3:1, 而单组元推进系统需4:1, 这样就大大简化其压缩排气系统, 使整个重量减轻。

此外, 还有该系统技术比较成熟、设计简单、重量轻, 也成了使其广泛应用的重要原因。