

空气液化发动机参数分析*

黄奕勇, 张育林

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: 为了准确分析空气液化发动机对飞行器性能的影响, 有必要分析发动机在整个飞行过程中的参数变化。对基本空气液化方案和空气液化分离方案两种发动机进行了构型和系统分析。计算表明空气液化发动机的推力、比冲等重要的总体参数在飞行过程中会有较大的变化。分析数据对全面、准确分析飞行器性能提供了依据。

关键词: 空气液化发动机; 性能参数; 方案研究

中图分类号: V438.1 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2001) 01-0022-04

Parameter analysis of the liquid air cycle engine

HUANG Yryong, ZHANG Yur-lin

(Inst. of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defence Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: System analysis was done to show the relationship between engine parameters and the air flux, for accurate performance analysis of air liquefaction rocket engine. Air liquefaction rocket engine is divided into two parts, their characters are analyzed respectively. The result shows the important engine parameters such as thrust and specific impulse I_{sp} change a lot during the fly process. The data will be useful in vehicle performance analysis.

Key words: Liquid air cycle engine; Performance parameter; Proposal study

1 引言

空气液化发动机是一种先进的未来发动机, 对其进行方案研究的较多。现有的空气液化发动机方案主要分为两类: 一是基本型的空气液化方案(LACE), 另外一种为空气液化及分离方案(ALES)。

现有的其它方案均是这两种方案的改型。例如有的方案在LACE方案的进气道加上了涡扇^[1], 以增加低速度时的吸气能力。这两种方案中的不同冷却方式也可派生出不同的方案。但是只要了解这两种方案的性能, 就可以大致确定其它方案的性能。

在现有的相关文献中, 主要偏重于空气液化发动机结构和工作方式的选择, 例如冷却剂的利用方式、吸气方式的讨论等^[2,3]。这些文献均涉及到参数平衡问题, 但只是针对设计状态进行讨论。文献[4]讨论了发动机的参数, 同时认识到随着速度的提高空气液化发动机的推力会逐步降低, 但是没有给出具体的参数, 也没有对原因进行分析。事实上随着吸气量的变

化, 空气液化发动机的工况在不断发生变化。这对发动机燃烧室压力、比冲、推力均有很大影响。通过对发动机进行系统分析, 讨论不同空气吸入量、不同速度条件下发动机的参数, 得出有说服力的数据、观点对正确评估空气液化方案的性能是十分必要的。

2 LACE 方案分析

LACE方案是利用低温燃料将空气液化后注入燃烧室的一种方案。当飞行器的速度很低时, 吸入的空气较少, 因此单纯的LACE无法提供足够的动力。为了解决这个问题, 需要将空气液化发动机与普通发动机相结合, 即LACE方案中虽然使用空气作为氧化剂, 但是依然要使用储箱中储存的液氧。

基本型的空气液化发动机系统可以工作在普通发动机模式, 也可以工作在空气液化模式。其全部冷却任务均由液氢完成, 液态空气在加压后与气态空气进行换热, 以保证系统具有最大的液化能力。液态空气增压泵的动力来自于氧涡轮, 这是因为液态空气的

* 收稿日期: 1999-11-21; 修订日期: 2000-05-27。

作者简介: 黄奕勇 (1972—), 男, 博士后, 讲师, 研究领域为火箭总体设计及火箭发动机系统分析。

密度与液氧较为接近。

根据压力平衡、质量守恒以及功率平衡方程对发动机的系统参数进行了计算,结果如图 1~4 所示。

图 1 是氧化剂中空气含量与最大速度的关系。该图的前提是所需空气能够被正常液化,这样图 1 实际上体现了不同余氧系数下液化空气的能力。当空气在氧化剂中的含量增加时,由于所对应的最大飞行器速度降低,液氢所占的比例减小,空气液化能力下降。当空气在氧化剂中的含量为 100% 时,所对应的飞行器最大速度较低(余氧系数为 0.6 时,对应速度为 584 m/s)。但是如果在飞行过程中使用储箱中的液氧,那么发动机工作范围将大幅度增加,例如当余氧系数为

0.6 时,如果一半的氧化剂由储箱供应,则飞行器的最大工作速度为 1.7 km/s。由于飞行器的入轨速度在 7 km/s 以上,因此在入轨过程中的特定时间段内必须使用自身携带的液氧以弥补氧化剂的不足。

由图 2 可知,当氧化剂中空气含量提高(即液氧的使用量减少)时,发动机的推力降低。这是发动机排气速度下降、主燃烧室压力下降以及空气入口动量加大这几个因素共同作用的结果。当完全使用空气作为氧化剂时,推力只有氢氧发动机的 75% 左右。

图 3 体现了 LACE 发动机的一个重要特征,即采用补燃循环的 LACE 发动机的燃烧室压力较低。由

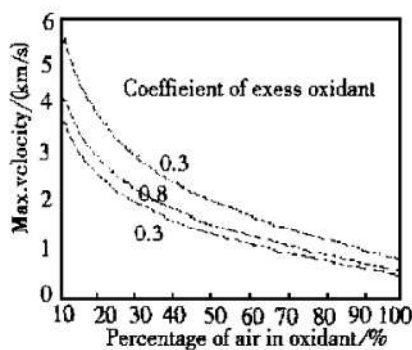


Fig. 1 Percentage of air vs. max. velocity

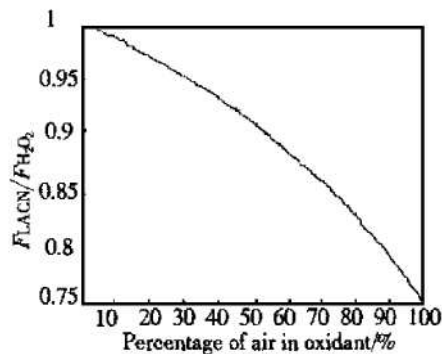


Fig. 2 Percentage of air vs. thrust

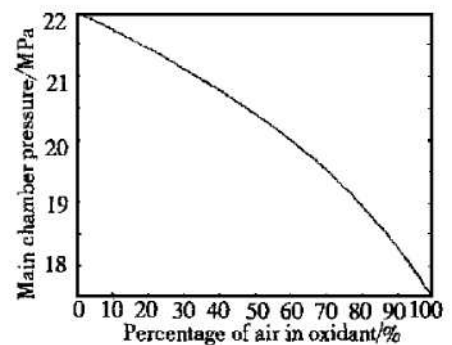


Fig. 3 Percentage of air vs. pressure

图 4 可看到,发动机的最大理论真空比冲高达 $76.36 \text{ kN}\cdot\text{s}/\text{kg}$ (余氧系数为 0.85, 飞行器速度为 0),这是普通氢氧发动机的 17 倍。当然实际飞行中,不可能达到如此高的比冲,因为这时吸气能力很弱(除非装有涡轮压气机)。另外从图中可以清楚地看到:当飞行器速度超过临界速度 4.5 km/s 后,空气液化发动机的比冲小于普通氢氧发动机。

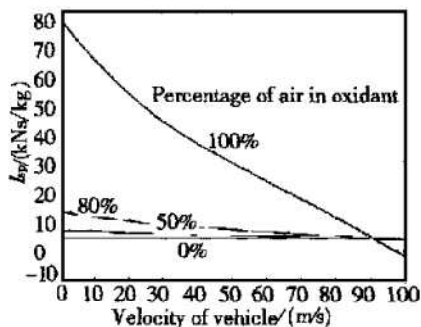


Fig. 4 Velocity vs. I_{sp}

另外计算表明空气含量的变化对燃烧室温度的

影响很大,空气在氧化剂中的含量由 0 到 100%,燃烧室温度下降了 1200K 以上(余氧系数为 0.85)。

3 ALES 方案分析

ALES 方案是将吸入的空气液化并分离,分离出的液氧一部分被用于支持燃烧室燃烧,另一部分被储存起来。因此这种方案只有当吸入的液氧大于燃烧需求时才有意义,否则吸入的空气没有必要分离,应采用 LACE 方案。考虑到在实际飞行中吸入空气的量是逐步增加的,因此 ALES 方案的发动机必须能够工作在 LACE 状态。由于上面已经对 LACE 方案进行了分析,这里的 ALES 性能是指空气吸入量大于燃烧需求这一特定情况下的性能。

由于本文着重考虑飞行器的总体性能,因此不讨论空气分离的原理。至于空气分离的效果,引用文献中的数据,将空气分离为 90% O_2 , 10% N_2 的富氧部分,以及 2% O_2 , 98% N_2 的富氮部分^[2,3]。

3.1 ALES 发动机构型

图 5 是 ALES 发动机构型图。它比基准空气液

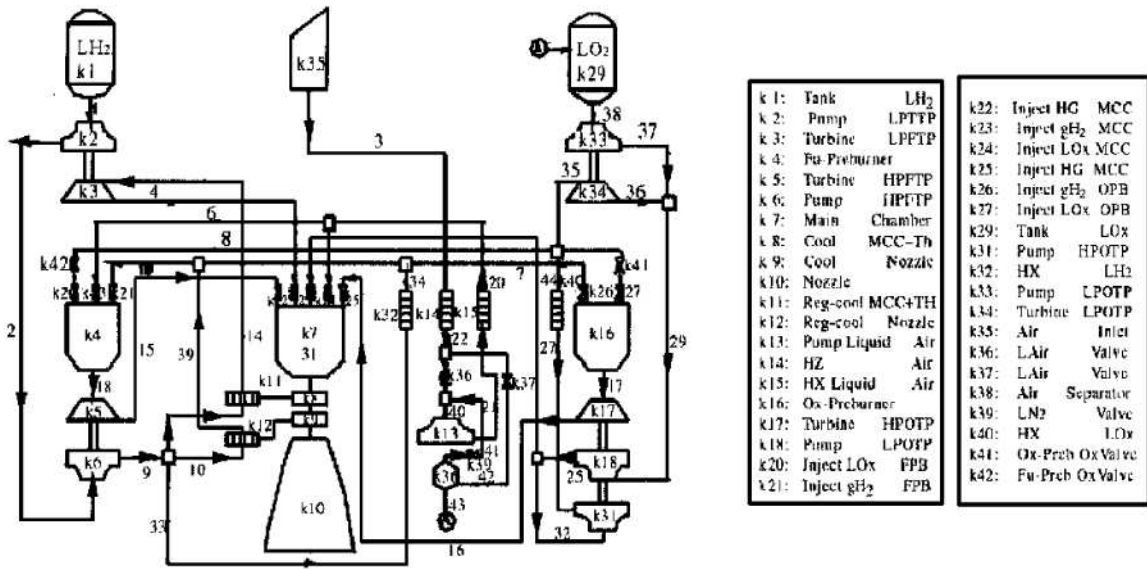


Fig. 5 Configuration of ALES

化发动机增加了三个调节阀门, 以实现空气液化模式的转换。当 k36 打开, k37, k39 关闭, 相当于基准空气液化发动机。当 k36 关闭时, k37, k39 打开时, 实现发动机模式从基准空气液化模式向 ALES 模式的转变。

3.2 ALES 发动机系统分析

ALES 发动机系统分析方法与 LACE 发动机相类似, 计算结果见图 6~ 11。

图 6 体现了 ALES 发动机液化空气的能力: 推进剂余氧系数越小, 则液化空气的能力越大。净储存率越高, 液化空气的能力越弱。另外能够储存液氧的速度区间为 0 m/s~ 910 m/s。因此, 无论采用哪一种空气液化发动机对性能的提高都是有限的。

液氧净储存率越大, 燃烧室温度越低。这是因为液氧净储存率越大, 意味着燃烧室中注入更大比例的氮气。由图中可以看到, 液氧净储存率对燃烧室温度

的影响比较明显: 液氧净储存率由 0 到 60%, 所对应的燃烧室温度下降了 300 K 以上。燃烧室温度随飞行器速度的提高而增加, 但是幅度不大。

由图 7 可知, 液氧的储存率越大, 主燃烧室压力越低。结合对 LACE 发动机的分析, 可以知道 ALES 发动机燃烧室压力的下降是在 LACE 发动机燃烧室压力下降基础上的进一步降低。

图 8 显示液氧净储存率加大导致比冲明显增长, 这是因为液氧的储存率增加使燃料混合比加大。图 9 则显示飞行器速度的提高将导致比冲降低。图 10 与图 11 分别为液氧净储存率以及飞行器速度与推力的关系, 纵坐标为推力的相对变化量(以使用氢氧燃料的推力为基准)。液氧净储存率以及飞行器速度的增长均将使推力减小。ALES 发动机在储存液氧时, 推力只有氢氧发动机的 60% 左右。

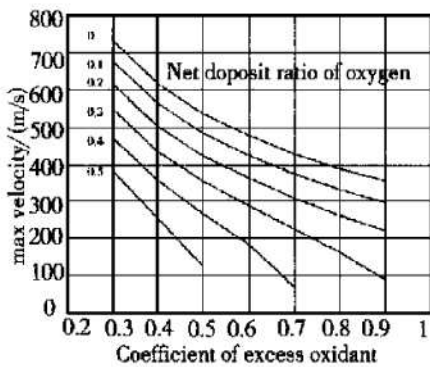


Fig. 6 Coefficient of excess oxidant vs. max velocity

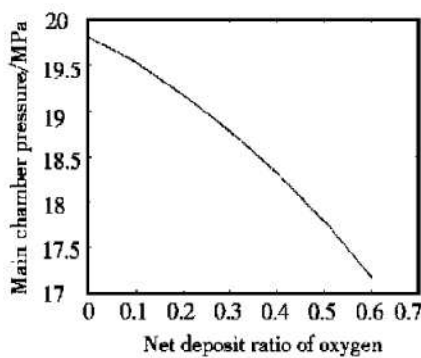


Fig. 7 Net deposit ratio of oxygen vs. p

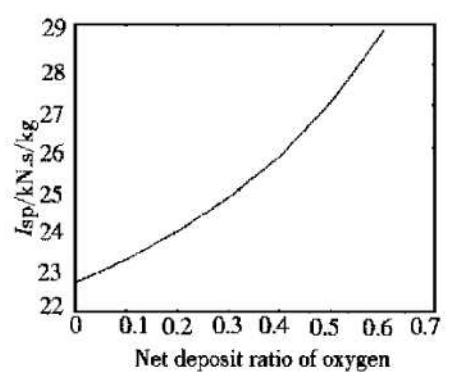


Fig. 8 Net deposit ratio of oxygen vs. I_{sp}

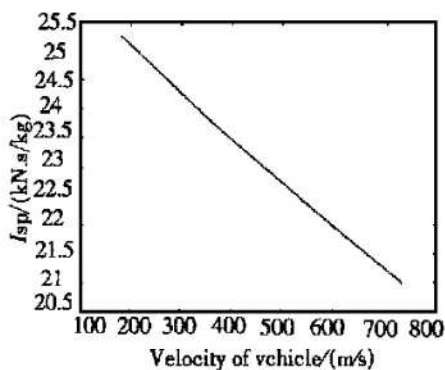
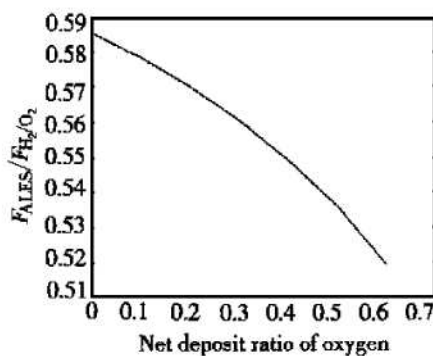
Fig. 9 Velocity of vehicle vs. I_{sp} 

Fig. 10 Net deposit ratio of oxygen vs. thrust

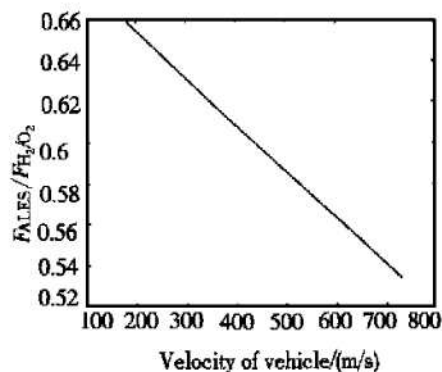


Fig. 11 Velocity vs. thrust

4 总结

(1) LACE 发动机使用空气越多, 燃烧室压力越低。空气液化分离发动机燃烧室压力较 LACE 发动机进一步下降。而压力降低必然导致推力降低。

(2) 空气的注入显著降低了 LACE 发动机的燃烧室温度。这将有利于发动机的热防护。而 ALES 发动机燃烧室的温度则进一步降低。

(3) 只有在飞行器速度低于临界值 (4.5 km/s) 时, LACE 发动机才有意义。而空气液化分离模式的工作范围要狭窄的多 (一般不超过 900 m/s)。

(4) LACE 发动机的比冲随空气利用量的增加而增加。在同等余氧系数的条件下, 空气液化分离发动机的比冲高于 LACE 发动机。

(5) 飞行器速度越大, 发动机推力越小。但是速度对燃烧室压力影响很小 (两种发动机皆如此)。

(6) 空气液化发动机 (尤其是 ALES 发动机) 的性

能受低温推进剂制冷能力的限制。要提高性能, 必须增加空气的液化能力。采用氢浆是其中一种方法。

参考文献:

- [1] Qi F, Wang J. Preliminary analysis of an airbreathing and rocket combined cycle engine [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1998, 14(5).
- [2] Lourdes Q. Airbreathing space boosters using in flight oxidizer collection [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1996, 12(2).
- [3] Bond W H. Air liquefaction and enrichment system propulsion in reusable launch vehicles [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1994, 10(4).
- [4] Balepin V V. Third way of development of single stage to orbit propulsion [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2000, 16(1).
- [5] 黄奕勇. 以火箭为动力单级入轨飞行器推进理论研究. [D] 长沙: 国防科技大学, 1999.

(编辑: 王居信)

简 讯

中国航天科技集团科技委液体推进技术专业组成立

2000 年 10 月 28 日至 11 月 1 日, 航天科技集团科技委液体推进技术专业组在浙江宁波召开成立大会暨空间推进技术研讨会。任新民院士、朱森元院士、张贵田院士和有关部门的四十余人参加了会议。会议由张贵田院士主持。

航天科技集团科技委汪国林秘书长宣布新一届液体推进技术专业组成立, 张贵田任组长, 谭永华、王珏任副组长。中国宇航学会副理事长兼秘书长张保乾宣布, 中国宇航学会液体火箭推进专业委员会内成立电推进专业组, 由黄瑞生任组长。

会议宣读了 17 篇学术论文, 涉及空间推进技术和姿控发动机的发展, 多种电推进的性能与应用研究。

(禹天福 供稿)