

深冷涡喷-火箭组合循环发动机初步分析*

邢秀清, 赵晓路

(中国科学院工程热物理研究所, 北京 100080)

摘要: 为了对国外近年来提出的 KLIN 循环发动机 (深冷涡喷发动机 DCTJ+ 火箭发动机 LRE) 的可实现性进行分析验证, 估算了深冷涡喷/火箭组合循环发动机的特性, 结合国外文献的研究, 认为 KLIN 循环发动机有效载荷系数高、循环效率高、发展风险小、技术上可近期实现, 极具开发和应用前景。

关键词: 运载器; 深冷涡喷-火箭组合发动机; 低温推进剂火箭发动机; 发动机性能计算

中图分类号: V438.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055(2000)06-0010-04

Primary analysis of deep cooled turbojet-liquid rocket engine combined cycle

XING Xiur qing, ZHAO Xiao-lu

(Inst. of Engineering Thermophysics, Academia Sinica, Beijing 100080, China)

Abstract: In order to verify the realization possibility of the combined propulsion known as KLIN cycle, which consist of a themally integrated deep cooled turbojet and liquid rocket engine, a primary performance assess was performed. From the assessed results and the references, it can be concluded that the KLIN cycle provides a high payload capability of the launcher, and it can be realized in the near term without a need for large leaps in technology. Furthermore, KLIN cycle technology is full within current industrial capability and can be completely ground tested, thereby minimizing development risk and cost.

Key words: Carrier; Deep cooled turbojet-liquid rocket engine; Cryogenic propellant rocket engine; Engine performance calculation

1 KLIN 循环的介绍

在空天飞行器推进系统性能的模拟分析方面, 最近曾有单级入轨和吸气式方案的研究^[1-3]。但 KLIN (俄语含义为楔的意思) 循环则是一种将深度冷却的涡轮喷气和液体火箭发动机有机结合起来的推进系统方案。该循环方案由 Balepin 提出^[4]。图 1、图 2 给出了 KLIN 循环推进系统循环方案图和深冷涡喷发动机的结构示意图。

KLIN 循环发动机是由几台火箭发动机和几台涡喷发动机组成。其中涡喷发动机可以从 $Ma=0$ 到 $Ma=6$ 的范围内相对稳定的工作 (压气机进口温度 $110\text{ K} \sim 160\text{ K}$), 节约了低速阶段火箭发动机液氢燃烧所需携带的氧; 火箭发动机在起飞时部分开启, 这样起飞时可提供足够大的推力, 可以采用垂直起飞的方式, 解决了过去 TBCC 起飞推力不足, 采用

水平起飞又必须付出大翼展面积和起落架带来的结构增重问题; 飞过跨声速区域后, 火箭发动机节流, 直到涡喷发动机关闭 ($Ma=6$) 后, 火箭发动机全部开启。涡喷发动机可以同飞行器分离, 并且可回收再利用, 因此发射方式可以为单级入轨 (SSTO),

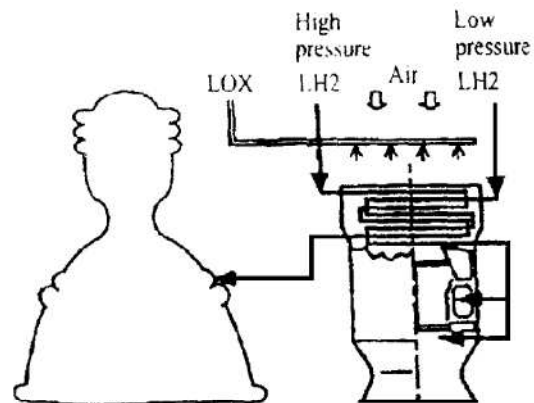


Fig. 1 KLIN cycle schematic

* 收稿日期: 2000-01-04; 修订日期: 2000-04-10。

作者简介: 邢秀清 (1972—), 女, 博士, 助理研究员, 研究方向为工程热物理。

也可以是双级入轨 (TSFO)。

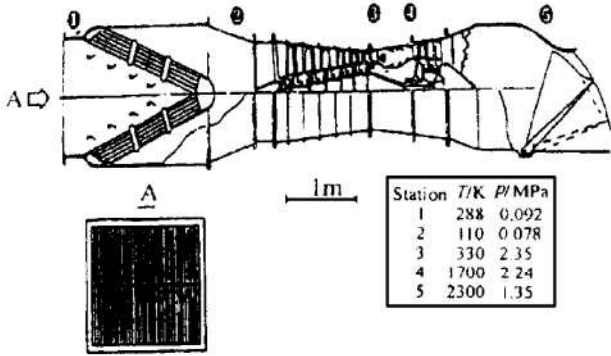


Fig. 2 DCTJ configuration

火箭发动机和涡喷发动机燃烧所需的液氢, 先用于把进入涡喷发动机的空气冷却到 110 K (海平面) ~ 160 K ($Ma=6$), 大大降低压气机进口温度, 可减少压缩功, 连带减少涡轮负荷, 同时若折合转速保持不变, 物理转速会降低, 这些因素都有利于减轻发动机结构, 提高推重比; 作为冷却剂的液氢在预冷换热器吸收能量后, 送到火箭冷却系统, 最后成为气氢, 推动膨胀涡轮做功。额外吸收的这部分热量可以增大涡轮输出功率, 提高火箭燃烧室压力, 从而提高火箭比冲。有关文献分析指出 KLIN 循环把吸气式推进系统 (涡喷) 的高比冲和火箭的高推重比有机结合, 构造了一个中等比冲、中等推力的组合循环, 其工作范围在图 3 的 3 区, 使得提高比冲和提高推重比均会提高有效载荷^[4-6]。这是基于推进系统的推重比达到 20~40 的假设上, 有待于做进一步分析验证。深冷涡喷发动机始终在设计状态下, 推力的调整可以通过一台接一台的关闭涡喷发动机来实现, 而无需调整涡喷发动机的工作状态。

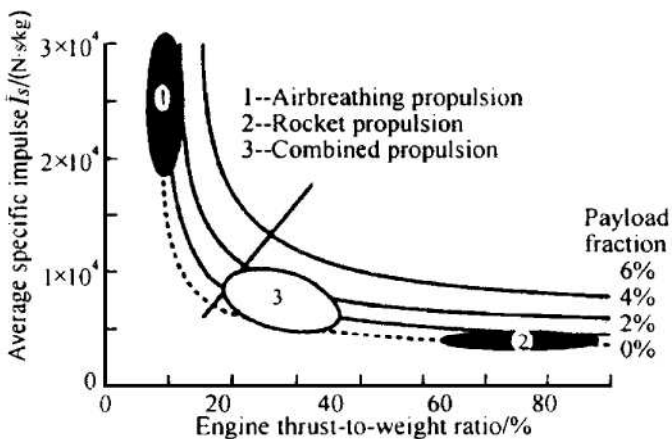


Fig. 3 Variation of payload fraction as a function of thrust-to-weight ratio and average specific impulse of engine

2 KLIN 循环中的关键技术

2.1 空气深冷技术

要想涡喷发动机从 $Ma=0$ 到 $Ma=6$ 均能稳定工作, 涡喷发动机进口空气的温度就必须降低到 110 K ($Ma=0$) 和 160 K~200 K ($Ma=6$), 这就对预冷换热器提出了很高的要求, 同时对材料和润滑会有很大影响, 实现起来有一定难度。而日本在 ATREX 的研究中, 在空气深冷方面取得了较大的进展^[7], 其预冷换热器出口空气温度已经降低到 160 K (海平面状态)。ATREX 的研究从 1988 年开始, 至今已进行了 1/4 缩型模型的地面试验, 并且将在 2000 年前后进行飞行试验。

2.2 防冰

防冰是预冷循环在海平面状态和低空条件下的一个主要问题, 而高空中空气的湿度较小, 自然避免了预冷换热器的结冰问题。文献 [2] 研究表明, 只要满足以下条件之一, 在海平面和低空条件下预冷换热器就不会结冰: 一是空气温度低于水的露点 (273 K); 二是蒸汽部分压力低于三相点的压力。在干燥季节或冬季, 满足上述条件, 预冷换热器就不会结冰。其他情况下, 在预冷换热器前喷入冷却剂 (液态氧为最好的冷却剂), 会避免预冷换热器结冰。文献 [6] 对 KLIN 循环进行研究表明, 预冷换热器只需要大约为空气流量 4%~6% 的液态氧就能完全解决防冰问题。

冷却和预冷换热器防冰是 KLIN 循环的关键技术。日本在 ATREX 的发展中, 已经基本解决了这两个问题, 证明 KLIN 循环的空气同氢的比例更合理, 并且由此带来的好处是 KLIN 循环的冷却系统比 LACE 循环的冷却系统轻 5~10 倍。空气-氢预冷换热器在最优性能下运行时, 可完全防冰, 甚至在大雨天均可无冰运行^[7]。

英国的 HOTOL 及其后继方案中, 因为液化空气时液化潜热很大, 冷却所需要的液氢流量大大超过了火箭发动机恰当当量比燃烧所需要的流量, 这样很大一部分气氢只好排放到喷管中, 仅仅作为工质利用, 化学能被白白浪费, 而深冷涡喷/火箭组合方案避免了冷却液氢量不足的矛盾。

3 KLIN 循环发动机性能估算

3.1 涡喷发动机性能预估

假设预冷换热器出口温度随飞行马赫数的变化

规律为线性单调升高, 从 $Ma=0$ 时的 110 K 到 $Ma=6$ 时的 160 K, 发动机进口温度等于预冷换热器的出口温度。假设涡轮前温度保持在 1 700 K, 加力燃烧室出口温度保持在 2 300 K, 对发动机在给定飞行轨迹条件下的特性进行了计算。飞行轨迹、组合循环推力 (Total thrust) 和涡喷发动机推力占组合循环推力的比例 (TJ ratio) 沿飞行轨迹的变化规律, 均按参考文献 [5] 中给定, 如图 4~6 所示。计算得到比冲 I_s 、燃料消耗率 s_{fc} 随飞行 Ma 的变化规律, 如图 7 所示。

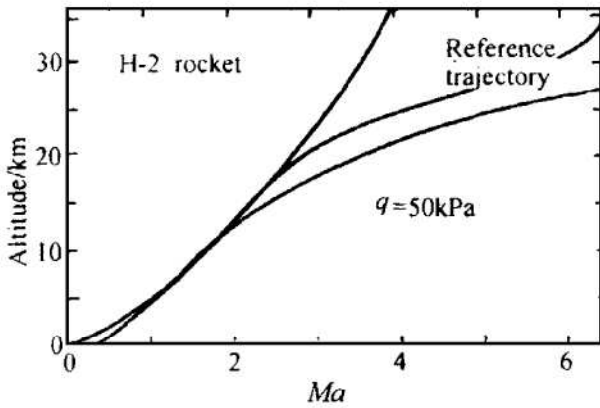


Fig. 4 Flight trajectory

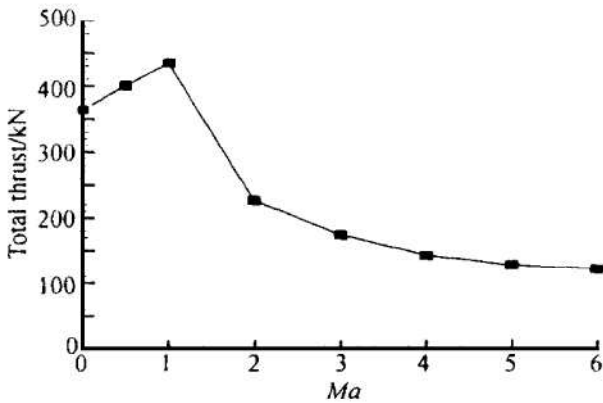


Fig. 5 Variation of KLIN cycle thrust as a function of flight Mach number

从计算结果可以看出, 涡喷发动机能够稳定地工作到 $Ma=6.0$, 而在无预冷的条件下, 涡喷发动机是无法在 $Ma=3.0$ 以上的条件下工作的。由此可见, 预冷换热器的加入拓宽了涡喷发动机的工作范围, 并由此减少推进系统携带的氧气量, 在低空充分利用大气中的氧, 减小推进系统质量, 提高有效载荷系数。

3.2 火箭发动机的性能预估

在 KLIN 循环中, 对火箭发动机技术方面没有

特殊的要求, 仍选用图 4 所示的飞行轨迹进行性能预估。计算中, 假设火箭发动机的氢流量与涡喷发动机在推力随飞行高度保持常数情况下的氢流量相同 (理想状态), 喷管内总压为 10 MPa, 总温为 3 700 K。飞行高度变化时, 总压和总温保持不变, 得到的火箭发动机的推力和比冲随马赫数 (对应于飞行高度) 的变化规律如图 8 所示。

3.3 KLIN 循环的性能

在对涡喷和火箭发动机性能估算的基础上, 对 KLIN 组合循环系统的性能进行了估算时, 仍采用相同的飞行轨迹、组合循环推力和涡喷发动机推力占组合循环推力的比例沿飞行轨迹的变化规律, 得到 KLIN 组合循环的性能参数如图 9 所示。

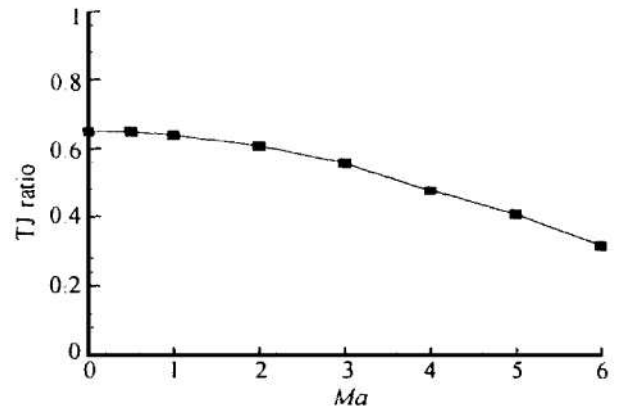


Fig. 6 DCTJ fraction as a function of flight Mach number

由计算结果可见, KLIN 循环通过巧妙的组合把液氢作为冷源、燃料和工质三大功能综合平衡地发挥出来。构造了一个具有中等推重比、中等比冲水平的组合式方案。

4 结 论

在火箭发动机有效载荷系数太小, 而其他组合循环在技术上需要较大突破的现状下, KLIN 循环显示出它的优点: 有效载荷系数高; 循环兼有火箭发动机高推重比和吸气式循环高比冲的优点; 在技术发展方面, 不需要大的跨越。KLIN 循环的技术完全是目前工业界所能实现的, 不需要发展昂贵的实验技术和设备, 因此发展的风险是诸多循环中最低的; 作为其关键技术的冷却器和防冰, 日本在 ATREX 的发展中, 已基本解决; 随着需求的日益增长, KLIN 循环在商业上也会有很大的市场, 例如可用于小型军用和商用卫星的发射。

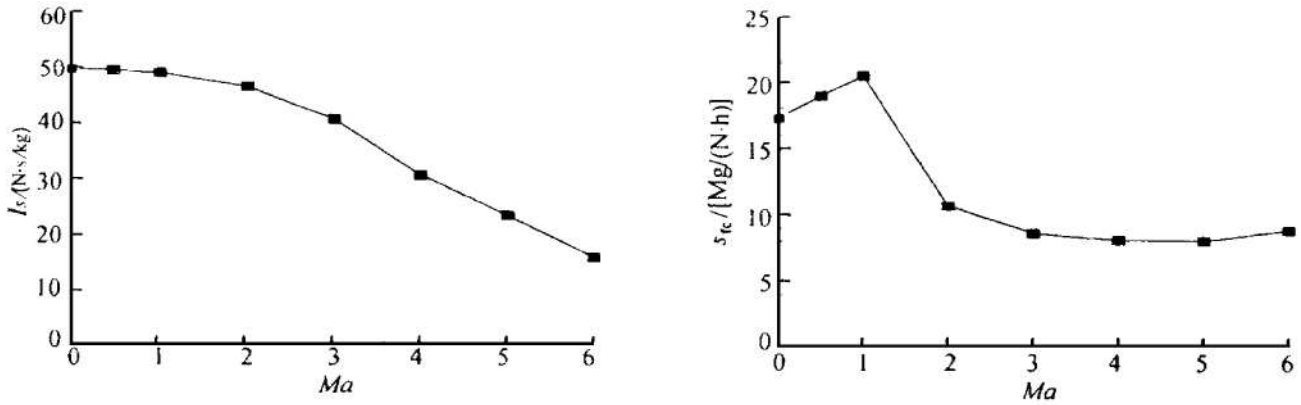


Fig. 7 Variation of DCTJ performance parameters as a function of flight Mach number

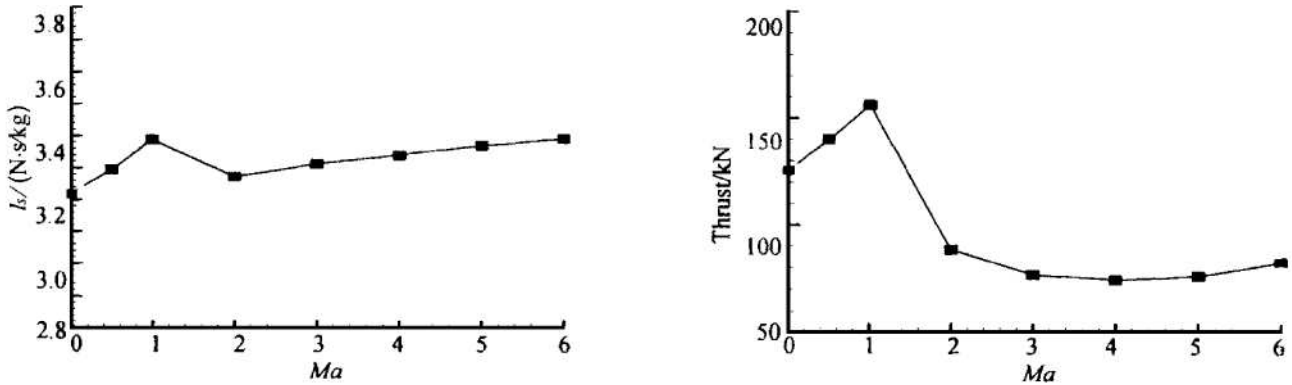


Fig. 8 Variation of rocket performance parameters as a function of flight Mach number

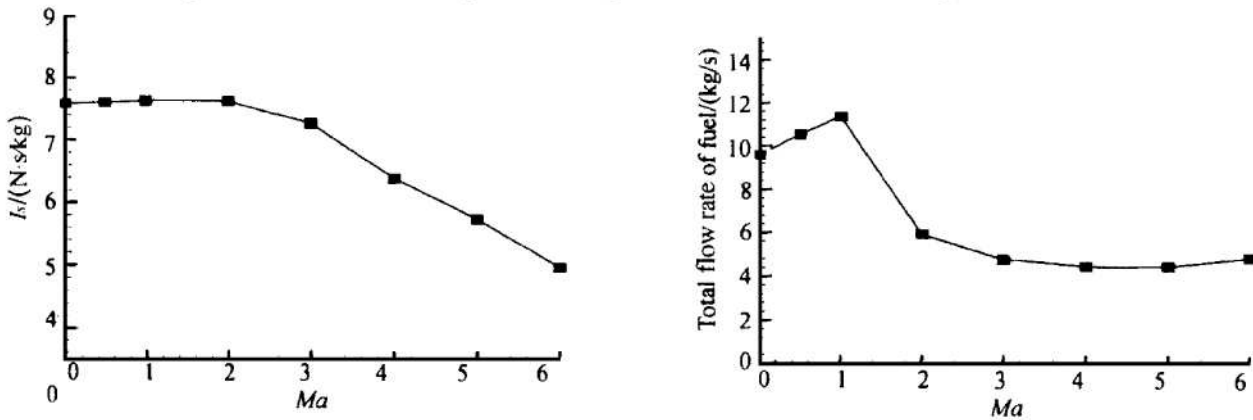


Fig. 9 Variation of KLIN cycle performance parameters as a function of flight Mach number

参 考 文 献

[1] 黄奕勇, 张育林. 变混合比及三组元发动机用于单级入轨 [J]. 推进技术, 1998, 19 (5).

[2] 黄奕勇, 张育林. 单级入轨飞行器参数灵敏度分析 [J]. 推进技术, 1999, 20 (3).

[3] 王占学, 唐狄毅. 空天飞机/吸气式推进系统一体化性能的模拟 [J]. 推进技术, 1999, 20 (6).

[4] Balepin V V, Maita M. "Third Way" of development of

SSTO propulsion [J]. J of Propulsion and Power, 1999, 17 (3).

[5] Balepin V V, Cipriano J. Combined propulsion for SSTO rocket: from conceptual study to demonstrator of deep cooled turbojet [R]. AIAA 96-4497.

[6] Czysz P A. Combined cycle propulsion—is it the key to achieving low payload to orbit costs [R]. ISABE 99-7183.

[7] Sato T, Tanatsugu N, Naruo Y, et al. Development study on ATREX engine [R]. IAF 97-S. 5.01, 1997.

(责任编辑: 龚士杰)