

文章编号: 1000-8055(2005) 03-0399-04

改善涡扇发动机多任务适应性的途径探讨

李志刚, 吴学辉, 陶增元
(空军工程大学 工程学院, 西安 710038)

摘要: 基于改善涡扇发动机多任务适应性的目的, 提出了两种解决方案。利用加力燃油的热容, 改善涡扇发动机的性能。在预冷换热效果能实现设定数值的假设前提下, 计算了预冷换热对发动机性能的影响, 对两种途径的可行性进行了分析。结果证明所提出的两种途径对于涡扇发动机的性能和多任务适应性有很大改善。
关键词: 航空、航天推进系统; 多任务适应性; 预冷换热; 涡扇发动机
中图分类号: V 231 **文献标识码:** A

Investigation of Methods Improving Turbofan Engine Multi-Mission Adaptability

LI Zhi-gang, WU Xue-hui, TAO Zeng-yuan

(The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: To improve the multi-mission adaptability of the reheat turbofan engine, two methods were brought forward. Performance of turbofan engines can be improve by taking advantage of the heat sink capability of reheat fuel. Effect on engine performance of precooling was calculated to analyze the feasibility of the two methods on the assumption that the precooling effectiveness can achieve the anticipated value. The results validate the feasibility of the two methods. They are also very useful in improving the performance of the turbofan engine.

Key words: aerospace propulsion system; multi-mission adaptability; precooling; turbofan engine

当前, 随着世界航空科技的发展和战术技术要求提高, 多任务飞机已成为军用飞机发展的必然趋势, 这也对发动机的性能提出了更高要求。所谓多任务, 具体到发动机性能, 其实就是对发动机的高度、速度特性提出了更高要求。为了满足这种需求, 世界各国都在着手研制各种新概念发动机。比较典型的有变循环发动机、爆燃发动机等, 但是由于研制经费昂贵、涉及技术过于复杂等原因, 除了象GE公司的F-120发动机等极少数发动机已经装机试飞外, 大多数还停留在理论研究阶

段, 因此, 如何对现在占主流位置的涡扇发动机进行改进, 尽可能发挥其性能潜力, 是非常有意义的。本文在参考有关文献的基础上, 主要做了以下工作: (1) 提出了改善涡扇发动机多任务适应性的两种方案。(2) 利用自己编制的仿真程序对上述方案对发动机性能的影响进行了计算。

1 涡轮冷却空气的预冷

涡轮作为发动机的重要做功部件, 冷却问题一直是限制发动机性能发挥的重要因素, 传统的

冷却方法一般都是从压气机中间级和压气机后引气对涡轮进行冷却, 这种方法的冷却效果在不同的飞行高度速度上是有区别的。随着发动机进口温度的升高, 压气机出口温度也随之升高, 见图1。这时如果保持传统的引气量, 冷却效果会降低。文献[1] 中给出了涡轮需要的最小引气量(相对量) 随马赫数的变化趋势, 见图2。由图中可以看出, 在巡航状态和小飞行速度下, 冷却空气量过多, 无谓的增加了压气机的负担。而在发动机最大功率状态, 当马赫数超过 1. 5 后, 引气量已经不能满足涡轮冷却的需求, 但是, 如果增加引气量, 会降低压气机效率, 严重时还会引起压气机工作的不稳定。因此, 传统设计方法是降低涡轮前温度以

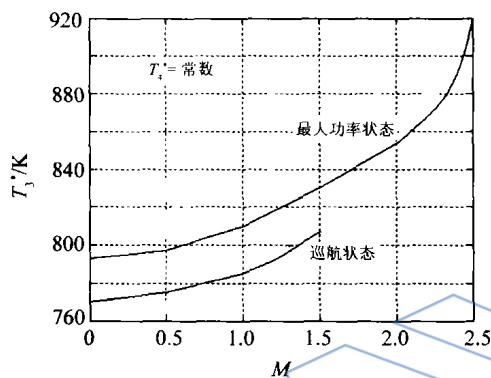


图 1 压气机出口温度随 M 数的变化
Fig. 1 Compressor exit temperature Vs. flight Mach number

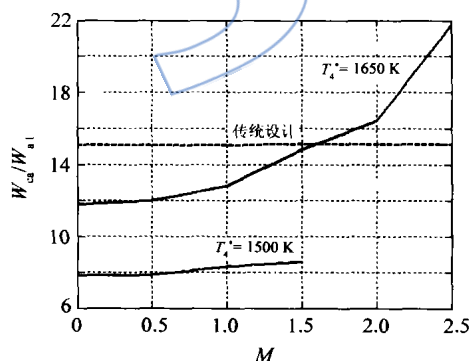


图 2 涡轮最小冷却空气量随 M 数的变化
Fig. 2 Minimum required cooling-air ratio Vs. flight Mach number

适应进口温度的升高, 但是这无疑降低了发动机的性能, 同时也就限制了发动机的工作范围。

因此在多任务飞行中, 应该随时调整压气机的引气量, 适应涡轮的需求, 避免不必要的损失。

但是这只是针对小飞行速度和巡航状态而言, 对于最大状态引气量不足的情况, 为了避免增大压气机的负担, 又要兼顾发动机的性能, 文献[1] 提出了在冷却空气中注入水的方法, 这种方法通过对冷却气流的预先冷却, 很好的解决了涡轮的冷却问题, 这样在高飞行速度下, 由于可以减少压气机的引气量, 因此高压压气机可以不必限速的工作, 大幅度的提高了发动机性能, 也扩展了发动机的工作范围, 然而, 这种方法最大的缺点: (1) 是不容易实现对流量的控制; (2) 是由于气流中加入了水, 增加了气流湿度, 对发动机的性能影响很大, 因此, 这种方法的可行性很低。

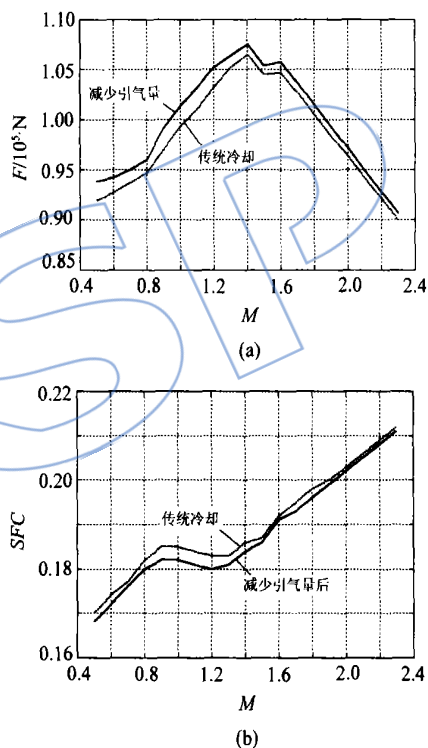


图 3 减少压气机引气量前后发动机性能对比
Fig. 3 Effect on thrust and fuel economy for reduce of cooling-air ratio

文献[2] 中, 研究了深冷涡喷- 火箭组合发动机, 利用预冷换热器, 成功的解决了大马赫数下涡喷发动机的冷却问题和拓宽了发动机的工作范围。因此, 本文提出了加入预冷换热器对涡轮气流进行冷却的方案。文献[2] 中的冷却是用液氢实现的, 对于涡扇发动机, 加力燃油也可以先用来对冷却气流进行预冷, 再参与燃烧, 如果这种方法得以实现, 就可以大幅度减少压气机的引气量, 同时涡轮前温度也不用在原来的高度速度加以限制, 发动机的工作范围就可以明显扩大。当然, 加入预冷

换热器后, 发动机重量以及结构的问题, 由于只是理论探讨, 本文并未加以分析, 提出这种方案, 只是基于理论上的分析。下面给出了压气机引气量减少对发动机性能的影响趋势(高度取在 11 km)。见图3。引气量减少量参考文献[1]中方法的减少量, 减少30%, 这是基于预冷换热器可以实现加水的冷却效果的假设。

由图中我们可以看到, 减少引气量的确可以明显提升发动机的性能, 同时由预冷加强了大飞行速度下的冷却效果, 发动机的高度速度特性可以得到明显改善, 同时也可以适应更多任务剖面。

2 压气机进口空气预冷

该方案其实是上述方案的延伸, 同样也是想

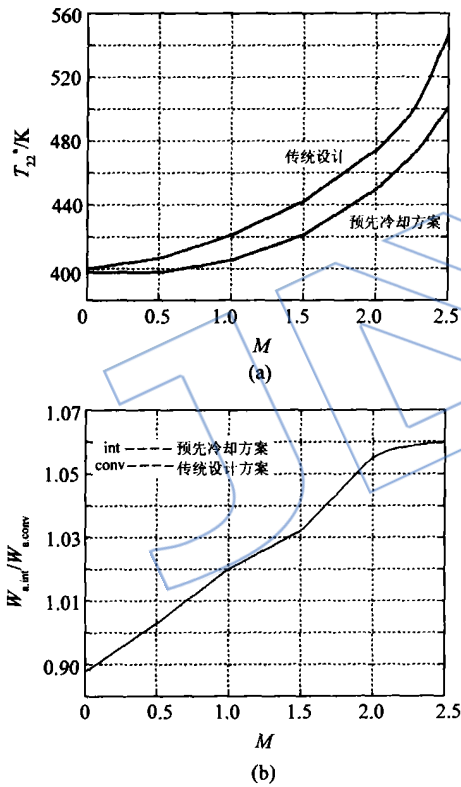


图4 压气机进口预冷对发动机部件参数的影响
(压气机进口温度和空气流量)

Fig.4 Precooling: Effect on engine components parameters
(Compressor entry temperature and air flow)

利用加力燃油的热容。文献[2]中提及的深冷涡喷发动机, 原理也是利用预冷降低压气机进口空气温度, 减少压缩功, 同时降低涡轮负荷, 这时如果折合转速不变, 物理转速会降低, 这些因素有利于

减轻发动机结构, 降低发动机重量, 提高推重比。计算中压气机进口温度的减少量主要参考文献[3]中ATREX发动机的预冷换热器试验结果给定, 这是基于涡扇发动机中加入预冷换热器后能实现ATREX发动机中冷却效果的假设。

该方案与上述方案结合, 既可以提升发动机性能, 扩大发动机工作范围, 又可以使发动机重量不至于增大或者不增大太多, 从而可以从根本上改善发动机的多任务适应性。降低压气机进口温度, 是扩大发动机工作范围的必要条件。图5给出了压气机进口空气预冷对发动机部件参数和性能的影响。

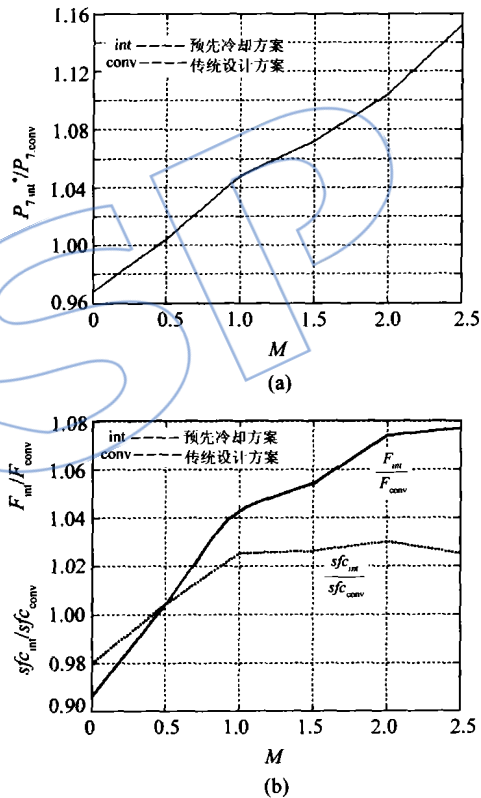


图5 压气机进口预冷对加力燃烧室压力和发动机性能的影响

Fig.5 Precooling: Effect on afterburner pressure and engine performance

由图中可以看出, 该方案不仅可以实现上述的效果, 同时可以提升加力燃烧室的压力, 提高加力燃烧的效率, 从而最终提升的发动机的性能, 扩大发动机的工作范围。这里, 值得注意的是, 预冷换热器的结构设计和配置位置问题, 还有就是冷却压气机进口和涡轮冷却空气的加力燃油流量比例分配问题, 这些是发动机性能能否得到真正改善的关键, 这也是今后的工作中必须解决的问题。

3 结 论

通过参考有关文献,本文基于计算和理论分析,提出了两种预冷方案,原理上都是利用加力燃油的热容,改善发动机的任务适应性。虽然燃油的热容没有液氢的大,但是由于涡扇发动机的工作范围没有空天动力装置的那么大,所以应该可以基本满足需要。当然,本文只是从预冷实现的假设出发,分析了发动机性能的收益来分析上述方案的可行性,具体的预冷换热器在实际应用中,还存在有待解决的问题。主要3方面的问题:

(1) 预冷换热器中的气流均匀冷却与防冰问题。

(2) 发动机增重问题。

(3) 加力燃油汽化或部分汽化后加力燃烧室的稳定燃烧问题。

文献[3]中日本ATREX计划的研究表明,冷却与防冰问题已经基本得到解决,这对涡扇发动机中预冷换热器的设计有很大的参考价值。加力燃烧室的稳定燃烧问题、发动机加入预冷换热器

后结构及增重问题有待结合性能的收益综合设计,这也是今后需要重点研究的问题,本文只是在该方面做了比较基础的工作。

参考文献:

- [1] Kunkler H. Possibilities of Adapting Bypass-Engines to the Requirements of Higher Supersonic Flight [R]. AGARD Conference Proceedings No. 205, 1982.
- [2] 邢秀清,赵晓路. 深冷涡喷-火箭组合循环发动机初步分析[J]. 推进技术, 2000, 21(6): 10~13.
XING Xiu-qing, ZHAO Xiao-lu. Primary Analysis of Deep Cooled Turbojet-Liquid Rocket Engine Combined Cycle [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2000, 21(6): 10~13.
- [3] Nobuhiro Tanatusgu, Tetsuya Sato, Yoshihiro Naruo. Development Study on ATREX Engine [R]. IAF-96-S-5.03, 1996.
- [4] 童凯生. 航空涡轮发动机性能变比热计算方法[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1991.
- [5] 吴大观. 涡轮风扇发动机及其系统的性能研究[M]. 北京: 国防工业出版社, 1986.