

涡扇发动机内外涵回热分析*

中国科学院工程热物理研究所 蔡睿贤* 张世铮 王 逊

【摘要】 对吴仲华教授提出的航空涡扇发动机改为陆用输出轴功的一种最安全可靠办法—将外涵空气由内涵动力透平排气回热后也输出轴功,进行了基本的热力循环分析。按初步分析可知,此法宜用于涵道比接近于 1 的总压比不太高的机组。按目前技术水平,采用此措施可以达到比“切顶”相对提高效率与功率 10% 左右。在我国有一定的应用前景。

主题词: 涡扇发动机 热力学循环 回热系统

分类号: V235.133

1 前 言

航空发动机中,目前涡扇发动机是最常见的,其外涵风扇可以提高推进效率,在民航运输与作战飞机中都有应用。但当航机陆用,改为输出轴功率时,涡扇发动机的内涵部分可以简单地加动力涡轮出功,而外涵风扇却成为多余部分,必须加以改造。世界上常见的处理办法是把这部分去掉,即国内通称的“切顶”。但是在“切顶”过程中,虽然可充分利用原有发动机的设计与零部件,但对原有发动机仍有较多的改动。例如压气机的机匣要重新设计与制造,动叶至少要切顶,静叶基本上要重造;低压涡轮与切顶后的风扇匹配,必须在气动与机械上都要重新设计;因此热端部件温度场、转子轴向推力与轴承设计等均要重新考虑,而上述改造工作对于一个发展中国家就未必有十分把握能一次成功。这对于担心燃气轮机安全性欠佳的客户来说,是个问题。更何况全套“切顶”工作所需初投资经费也不少。

在机械安全方面来说,最保险可靠的是对原有航空发动机机匣以内一概不动,只增加动力涡轮接在内涵后出功;另将调节系统按地面要求更改一下,对外涵排出的低压空气则要想办法加以高效利用。一种利用此低压空气的办法是将其与内涵排气混合后一起到动力涡轮做功,即所谓全涵道方案。这种办法在工程热力学上是不合理的,会大大降低效率。另一种办法是利用低压空气去供低压风或制冷,但这要刚好有合适的用户,不如输出功率那么用途广泛。吴仲华教授曾对涡扇发动机改为陆用出功的办法提出过一些巧妙的措施。其中之一是用内涵动力涡轮的排气回热外涵冷空气,然后再用回热后的外涵空气通过另一动力涡轮做功。这个办法的确可以一点不动原有涡扇发动机匣以内的任何部件,毫无疑问地保留了原来航空发动机的安全性,只需要在原来的内、外涵出口处各接上连接段通向动力涡轮与回热器就行。动力涡轮是必须要加的,而且温度、压力都很低,容易设计保证安全;回热器则完全没有转动件,应该也没有严峻的安全问题。

本文的目的与内容就是对上述内外函回热的新设想进行基本的热力循环分析,以了解其适用范围与改进潜力,为实际工作服务,也为热力循环分析添砖加瓦。

2 基本分析模型

由于是首次的基本分析,目的是得出概括全面的简洁综合图景,因此采用常用的简化模型,以方便分析,甚至得到解析解,而不必对每个细节都作冗长费力的仔细考虑。当然,这些简化必须比较符合实际情况,且不会引致错误的方向性结论。图 1 示出了所考虑方案循环流程在 $T-s$ 图上的表示。

1-2-3-4-8 是内函过程,4-8 是回热器热侧工质的过程;1-5-6-7 是外函过程,其中 5-6 是回热器冷侧工质的过程。分析模型所采用的简化假定与文献 [1] 基本相同,例如:工质都是同一的理想气体(这是本文假设中最偏离实际情况的,但它只会略为影响具体分析数值,不会危及方向性结论),内函加入燃料量引起流量增加的影响正好与冷却空气及外漏气的效果抵消,循环压力损失 Δp 集中在一起以一个总压恢复系数 $D = 1 - \sum (\Delta p / p)$ 来代表。对于回热器的处理,则参照文献 [2] 所指出的方向,考虑到冷热侧流量可能有较大的差异(函道比 $R \neq 1$),应以最小传热温差 ΔT 或其无因次值 $\delta = \Delta T / T_1$ 为特性准则,而不应该用回热度作为准则。

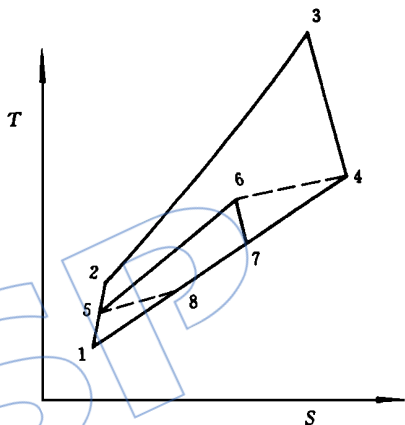


图 1 内外函回热热力循环过程图

在上述条件下,可以得到下列特征点参数关系式(其中 T 为温度, π 为压比, τ 为温比, η , η_i 与 η_o 为压气机、燃烧室与涡轮内效率, $m = (k-1)/k$, k 为比热比,下标 i 为内函, o 为外函):

$$T_2 = T_1 [(\pi_i^m - 1) / \eta_i + 1], \quad T_3 = T_1 \tau$$

$$T_4 = \{1 - [1 - 1 / (D_i \pi_i^m)] \eta_i\}, \quad T_5 = T_1 [(\pi_o^m - 1) / \eta_o + 1]$$

当 $R \leq 1$ 时, $T_6 = T_4 - T_1 \delta$, $T_7 = T_6 \{1 - [1 - 1 / (D_o \pi_o^m)] \eta_o\}$, $T_8 = T_4 - (T_6 - T_5) R$;

当 $R > 1$ 时, T_6 与 T_8 示式改为: $T_8 = T_5 + T_1 \delta$, $T_6 = T_5 + (T_4 - T_8) / R$

于是此循环方案内、外函的动力涡轮以温度为量纲的各自输出的比功各为: $l_i = (T_3 - T_4) - (T_2 - T_1) - (T_5 - T_1) R$, $l_o = (T_6 - T_7) R$ 。而效率为 $\eta_i = \eta_o (l_i + l_o) / (T_3 - T_2)$ 。外、内函动力涡轮功率比为 $N = l_o / l_i$ 。相应切顶时的效率为 $\eta' = \eta_o (T_3 - T_4 - T_2 + T_1) / (T_3 - T_2)$ 。此方案比切顶方案在同样循环参数下可能的相对效率提高值为 $e = (\eta - \eta') / \eta'$ 。

3 分析结果

按照上节的模型,所讨论的内外函回热方案的自变数有反映循环最高温度的 τ , 内、外函压比 π 与 π_o , 函道比 R , 压力损失 D , 以及反映各元件性能的 δ , η_i , η_o , η_i 与 η_o 。后 7 个自变数一般选用当时工程上的可能的先进值,且变化也不大,故分析的参数首先应考虑 τ , π , π_o 与 R 的影响。而其中 τ 与 π 在国内可转为陆用的涡扇发动机中变化也不大,大致有 $\tau = 4.5 \sim 5$, $\pi_o = 1.5 \sim 3$, 故可在 τ 与 π 选为某一值时将循环性能 η , N , e 等示为 π 与 R 的函数的曲线图。总结大量计算数据,其典型样子示如图 2。图中各参数选用值为: $\tau = 5$, π

$= 2$, $\delta = 0.2$, $D = 0.95$, $\eta_i = \eta_o = 0.86$, $\eta_h = 0.98$, $\eta_k = \eta_{k0} = 0.87$, $k = 1.4$ 。对于 τ 与 π_o 等其他常用值, 循环性能曲线图也与图 2 基本相似, 所以我们可以按之来得到一些基本结论。

与通常循环分析一样, 其它条件不变, 温比越高, 则循环效率越高, 这是热力学的基本定论。 τ 从 4.5 升至 5, 最高效率绝对值升高约 4%。

与通常燃气轮机一样道理, 内函压比 π 有效率最佳值; 且随温比的增大而提高, 而由于有余热利用, 最佳压比值比不利用余热时要低, 趋近于原来的比功最佳压比^[1-3]。同理外函压比也会有最佳值。在上述给定参数条件下, 温比为 4.5 与 5 时, 内函效率最佳压比各约为 15 与 20 左右, 而外函则约为 2~3。这些都正是目前会改为陆用的涡扇发动机的常用压比。所以内外函回热方案是可用的。

由图 2 曲线可见, 采用内外函回热方案时函道比 R 以近于 1 为宜。这是普遍规律, 在物理上是明显的: 由于回热要受最小传热温差的约束, 上述分析假定了换热两侧工质物性是一样的, 于是 R 越偏离 1 就会使平均传热温差越大, 回热越少, 于是效率越低。如果将上节所有示式加以联立, 得到 η 的显式, 也可以在数学上证明得出 $R = 1$ 时效率最高。限于篇幅, 不再赘述。当然, 在实际情况下, 热侧的流量与比热均会因燃烧燃料而有所增大, 所以真正的最佳函道比应比 1 略大一些。

各元件性能对效率的影响方向是很明显的。可以设想, 在函道比接近于 1 时, 内函是主要组成部分, 其元件性能影响会大些。

图 2 还给出了外、内函动力涡轮功率比的变化情况。由于内函循环有比功最佳压比, 所以曲线有最小值。在燃气轮机轴系布置中, 这种方案的外函压气机其实是由内函涡轮带动的, 所以显得外函的功率比例较大。由于内函压比越小, 回热越多, 外函功率越大, 所以曲线的左支比右支要陡。还有一点值得注意的是: 外、内函功率比最小时的内函压比与效率最佳压比较相近。这可能是由于内函的热力循环远比外函的在热力学上要好, 所以内函占优势的情况下有可能效率高一些。

在图 2 中也给出了内外函回热方案的效率比“切顶”方案的相对提高数。可见, 在内函压比较低时, 相对提高值较多。在内、外函回热方案的最佳效率附近, 相对提高最多可达 10% 左右。由于两种方案的输入能量是一样的, 所以效率相对提高值同时也就是功率相对提高值。

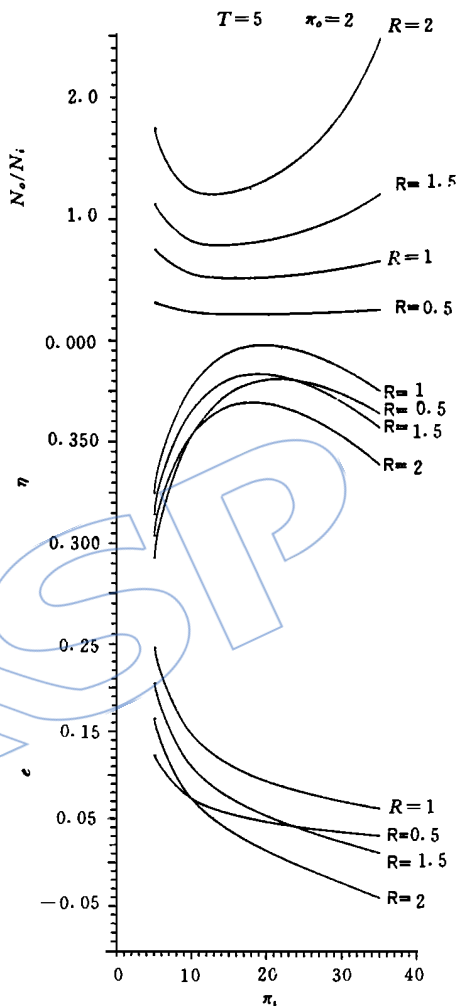


图 2 内外函回热循环典型性能

4 总结与讨论

本文进行一些热力循环基本分析,论证了用内函回热外函的涡扇发动机陆用方案的热力学可行性及其基本性能。这种方案适宜用于函道比为 1 左右的机组,因此民航的高函道比涡扇发动机不宜用此措施。内函压比较低的机组比较适合用此方案,能比“切顶”方案有较多的相对效率收益。本方案的效率最佳内函压比为 15~20 左右(温比为 4.5~5 时),这时可比“切顶”方案有 10% 左右的相对效率与功率收益。外函比的目前常用值(1.5~3)都适合用此方案,但以外函压比较高者更佳。

这种方案比较宜于在发展中国家实用,以简化改动工作量,确保改装后机组的安全性。在我国具体实施这种方案时,最大的技术关键可能是回热器的研制。因为国内还未有成功长期运转的现成回热器。但本质上它是个无转动部件的换热器,温度、压力都很低,其研制没有不可克服的困难。调节系统需要改造。尤其是加了回热器与一些连接管后,匹配较为复杂,惯性较大,必须注意动态特性。或者说此方案宜用于基本负荷的用途。由于加了回热器,还有两个动力涡轮,所以比起“切顶”方案,各元件的布置也需要更多的考虑。

致谢 在成文中得到何咏梅同志的帮助,致谢!

参 考 文 献

- 1 蔡睿贤. 功热并供评价准则及燃气轮机功热并供基本分析. 工程热物理学报, 1987, 8 (3)
- 2 蔡睿贤. 燃气轮机回热循环新析. 工程热物理学报, 1989, 10 (1)
- 3 Cai R(蔡睿贤). Comparison Method for Complex Cycle Analysis. ASME, Paper 86-JPGC-GT-6(1986), 又见 International Journal of Turbo & Jet Engines, 1988, 5

(责任编辑 魏星禄)

讣 告

我们怀着沉痛心情宣告:中国共产党党员、北京航空航天大学动力系教授、中国航空学会航空动力学报编辑部主任魏星禄同志,因患癌症并发急性肺炎,经抢救无效,于一九九七年八月二十四日下午三时,在北医三院逝世,终年六十三岁。

魏星禄同志一九九零年底出任《航空动力学报》编辑部主任。一方面,在学报经费十分困难的条件下,积极争取外援,筹措经费,保证学报正常出版;另一方面,倾注心血、努力提高学报质量,使学报在国内外受到好评。一九九五年退休后,不顾体弱多病,仍服从需要,继续担任编辑部主任工作。直至查出癌症,还坚持把手头工作处理完才去住院治疗,真正做到了“鞠躬尽瘁,死而后已”。我们永远怀念他!

《航空动力学报》编辑部
一九九七年八月二十五日

FULL- LENGTH PAPERS

RECUPERATION OF TURBOFAN ENGINE AND ITS THERMODYNAMIC ANALYSIS

Cai Ruixian, Zhang Shizheng, Wang Xu

(*Institute of Engineering Thermophysics, Academia Sinica, Beijing 100080*)

ABSTRACT

A novel method for modifying a turbofan aeroengine into a land-base turboshaft engine was proposed by late Prof. C. H. Wu. In this case, the exhaust of hot core flow is used to recuperate the bypass flow, therefore, it is not necessary to redesign the low pressure compressor (fan) and the low pressure turbine. A comprehensive thermodynamic analysis is given to study the applicable range and results of this proposal. It is found that such modification is suitable for the turbofan engines with bypass ratio approximately equal to 1. The optimum total pressure ratio for efficiency is rather low and approximate to the optimum pressure ratio of pure gas turbine for specific output. The obtainable system efficiency and power can be higher than the conventional modification method (cutting the top of fan blade) for about 10% relatively.

Key Words Turbofan engines Thermodynamic cycles Heat regeneration systems

AN EXPERIMENTAL STUDY ON SPRAYS OF A LIQUID JET IN A CROSS AIR STREAM

Xu Hang, Guo Zhihui, Bian Shouhua

(*4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083*)

ABSTRACT

The atomization characteristics of a liquid jet injected into a high velocity cross air stream have been studied experimentally. The distributions of SMD, velocity and concentration of liquid droplets were measured with two dimensional PDA. The main conclusions have been drawn from the experimental investigation as follows: (1) In all measured sections along the direction of injection, the SMD and the velocity component perpendicular to air stream decrease, whereas the velocity component parallel to air stream increase. (2) Along the traverse direction, SMD in periphery of spray is larger than that in its center. (3) Droplet penetration increases with an increase in diameter of droplet. Crescent concentration of droplets with identical diameter can be observed due to the interaction between liquid jet and the cross air stream.

Key Words Atomizing Nozzles Laser speedometers measurements Afterburners