

高推重比航空发动机部件匹配研究

张跃学, 李 斌, 张军峰, 叶代勇

(中航工业沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)



张跃学(1981), 男, 工程师, 主要从事航空发动机总体性能设计工作。

收稿日期: 2011-07-05

摘要: 针对未来高推重比涡扇发动机的高、低压涡轮功分配问题, 进行了总体性能设计研究, 并与常规布局涡扇发动机进行对比分析, 归纳出其设计难点; 提出了 2 种解决途径, 即改变压缩系统的结构形式和采用涡轮间燃烧技术。

关键词: 涡扇发动机; 总体性能; 耗油率; 单外涵; 双外涵; 涡轮间燃烧

Investigation on Component Matching of High Thrust-Weight Ratio Aeroengine

ZHANG Yue-xue, LI Bin, ZHANG Jun-feng, YE Dai-yong

(AVIC Shenyang Engine Design and Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: Aiming at power distribution of future high thrust-weight ratio engine high and low pressure turbine, the general performance design was conducted and compared with that of the conventional turbofan engine, the design difficulties were summarized. Two solutions about changing compression system structure and adopting interstage turbine combustion technology were proposed.

Key words: turbofan engine; general performance; fuel consumption; single-bypass; double-bypass; interstage turbine combustion

0 引言

未来飞机要求具备更长的航程、更好的任务灵活性、更高的巡航速度、更低的寿命期成本和更大的承载能力等特点, 对于战斗机还特别突出机动性和敏捷性。为满足飞机性能的发展需求, 航空发动机发展的主要目标是: 更高的推重比、更低的耗油率、更低的寿命期成本和更高的可靠性。美、英、法、德、意等航空推进技术发达国家制定“综合高性能涡轮发动机技术(IHPTET)”计划、“多用途且经济可承受的先进涡轮发动机(VAATE)”计划、“先进核心军用发动机(ACME)”计划和“先进军用发动机技术(AMET)”计划等, 围绕发动机的推重比和经济性, 开展高推重比涡扇发动机技术研究。根据航空发动机主要参数趋势分析, 预计下一代发动机的推重比达到 12 以上, 单位推力为 130 daN/kg/s 左右, 涡轮进口温度为 2000 K 左右, 总增压比为 25 ~ 30。

本文通过对高推重比涡扇发动机的主要循环参数进行分析, 在保持涵道比不过小的情况下, 确定单

位推力为 130 daN/kg/s, 风扇压比至少大于 5, 此时与之匹配的低压涡轮落压比为 2.0 以上, 高压压气机压比为 6 左右, 高压涡轮落压比为 2.5 ~ 3.5。初步的结构布局为 3 级风扇、5 级高压压气机和单级高压涡轮。为解决采用单级低压涡轮其落压比难以达到 2.0 以上, 且高、低压涡轮的负荷分配不协调的问题, 提出了调整压缩部件的布局形式和采用涡轮级间燃烧的技术途径。根据上述循环分析结果, 选取 1 个基准方案, 并在此基础上对上述 2 个技术途径进行分析。

1 调整压缩部件的布局形式分析

通过调整压缩部件的布局形式, 来改变高、低压涡轮功的分配。第 1 种布局形式为单外涵方案: 将基准方案风扇的第 3 级后移放在高压压气机前, 由高压轴驱动, 称为核心机驱动风扇级(CDFS), 与高压压气机之间形成 1 个涵道。第 2 种布局形式为双外涵方案: 以第 1 种布局形式为基础, 在风扇前 2 级和第 3 级之间新增 1 个涵道。2 种布局形式分别如图

1、2 所示(箭头表示气流流向)。

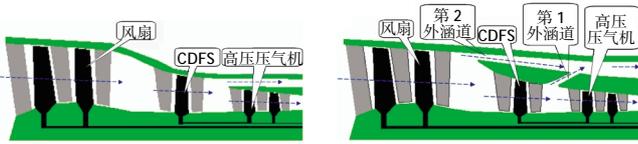


图 1 单外涵方案压缩部件 图 2 双外涵方案压缩部件

在保证与基准方案中发动机空气流量相差不大,高压涡轮进口温度、总增压比以及各部件效率和流道损失相当的情况下,进行单、双外涵方案的热力循环分析。

1.1 单外涵方案循环分析

在风扇和高压压气机的压比变化时,对发动机性能及部件参数的影响分别如图 3~5 所示。风扇和高压压气机的压比对在最大状态下的单位推力、耗油率和中间状态耗油率影响是矛盾的,需统筹考虑。

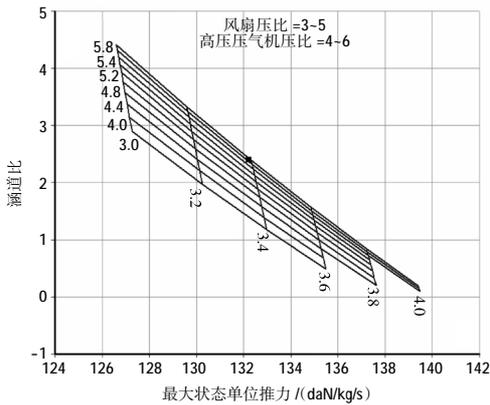


图 3 对最大状态单位推力和涵道比的影响

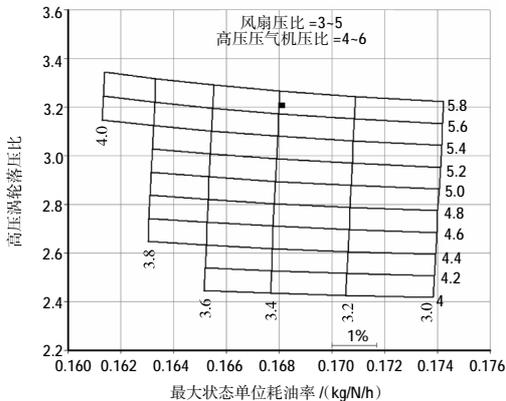


图 4 对最大状态耗油率和高压涡轮落压比的影响

1.2 双外涵方案循环分析

从图 2 中可见,由 CDFS 出口进入外涵的气流通道称为第 1 外涵道,由风扇出口进入外涵的气流通道称为第 2 外涵道。

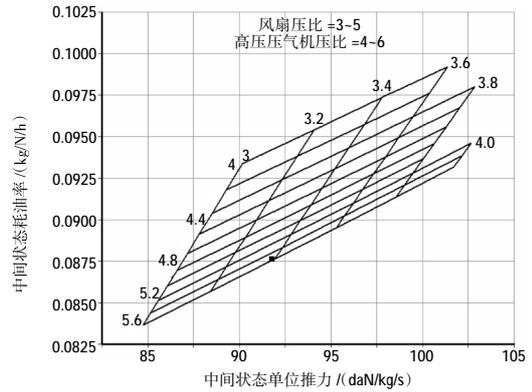


图 5 对中间状态推力和耗油率的影响

前涵道比和总涵道比分别定义为:前涵道比 = 第 2 外涵道空气流量 / 进入 CDFS 空气流量;

总涵道比 = 2 个外涵道总气流量与高压压气机空气流量之比。

前涵道比、CDFS 压比和风扇压比对发动机性能的影响分别如图 6~9 所示。前涵道比减小,CDFS 压比增大,风扇压比增大,燃烧室出口温度 T_4 上升,最大状态单位推力增大,耗油率减小。

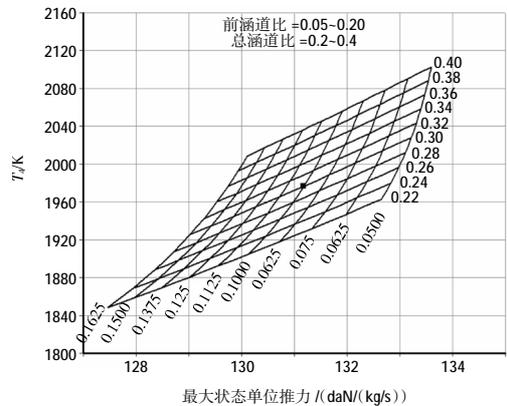


图 6 前涵道比对最大状态单位推力和 T_4 的影响

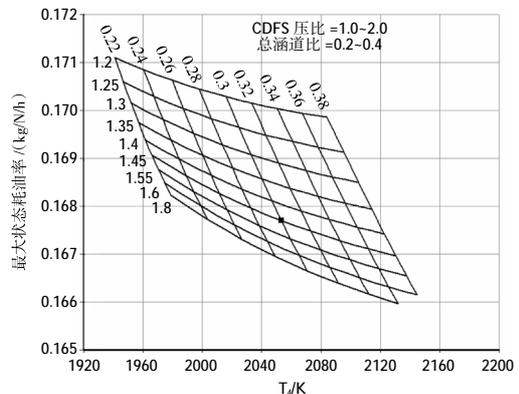


图 7 CDFS 压比对最大状态耗油率和 T_4 的影响

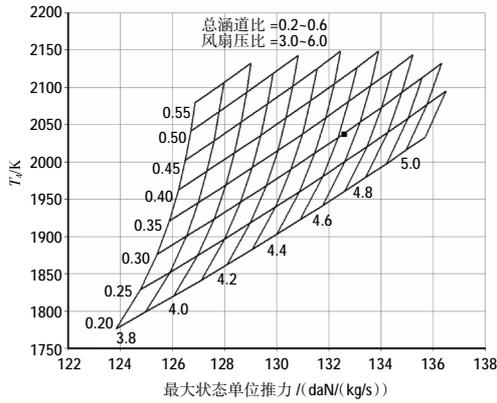


图 8 风扇压比对最大状态单位推力和 T_4 的影响

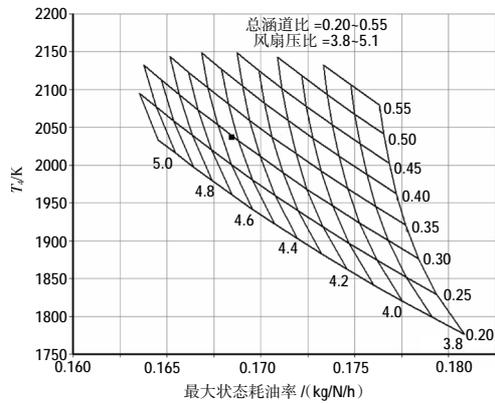


图 9 风扇压比对最大状态耗油率和 T_4 的影响

高压压气机压比和总涵道比变化时，对发动机性能的影响分别如图 10、11 所示。高压压气机压比增大，最大状态单位推力减小，耗油率变化不大。

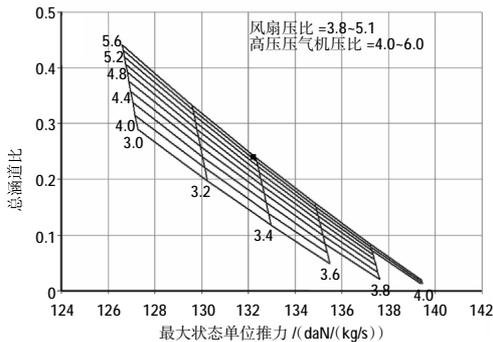


图 10 高压压气机压比对最大状态单位推力的影响

1.3 总体性能方案分析

经过热力循环参数分析，并综合考虑部件设计的难度，保证与基准方案的最大状态单位推力和耗油率相当，形成初步方案。设计点涡轮参数见表 1，表中给出的数值为相对基准方案的相对值。

表 1 设计点涡轮参数对比

方案	高压涡轮		低压涡轮	
	落压比	进口总温	落压比	
单外涵	1.25	0.93	0.92	
双外涵	1.23	0.95	0.98	

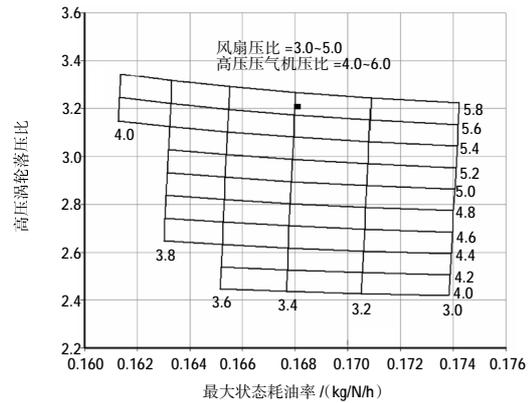


图 11 高压压气机压比对最大状态耗油率的影响

从表 1 中可见，单、双外涵 2 个典型结构方案的高压、低压涡轮负荷分配更为合理，高压涡轮的落压比增大，可以更好地利用其做功能力强的特点；低压涡轮的进口总温明显降低，可以减少低压涡轮的冷气量，并提高低压涡轮的可靠性，解决基准方案论证时遇到的问题。但是，单、双外涵方案仍有一些技术问题和难点需要解决。

1.3.1 单外涵方案

(1) 发动机匹配难度增加。调节手段与常规涡扇发动机的相同，相对于变循环发动机，缺少前、后涵道引射器和变几何低压涡轮调节手段，而相对于常规发动机又增加了 1 个部件(CDFS)，从而增大了匹配的难度；

(2) 风扇(低压压气机)设计难度大大增加。在低转速下，工作线偏高，假定风扇稳定性边界相当，喘振裕度比常规风扇裕度低 10 个百分点左右(如图 12 所示)，严重影响了发动机的稳定性，造成在其启动或过渡态时，问题更加严重。

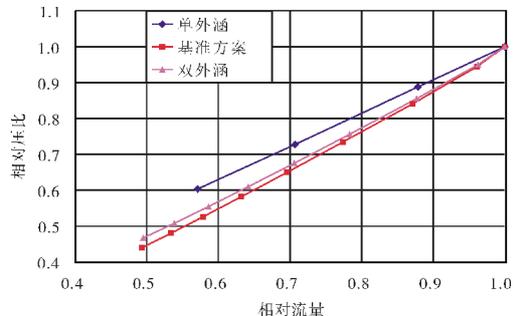


图 12 海平面状态风扇工作线比较

1.3.2 双外涵方案

(1) 前涵道比小，第 2 外涵道设计难度大。为保证一定的单位推力，涵道比不能太大(0.3 左右)，而前涵道比更小(0.1 ~ 0.2)，基本上相当于放气，使

结构设计难度增加,很难保证气流通畅,从而影响发动机的性能和稳定性;

(2)发动机稳定性差。在发动机起动或过渡态时,CDFS 出口的静压可能大于风扇出口的总压,使气体由外涵道回流至内涵道,从而影响发动机正常工作。

2 涡轮间燃烧技术分析

采用涡轮间燃烧技术,通过提高高压、低压涡轮进口燃气总温,来提升低压涡轮的作功能力,称为涡轮间燃烧方案(如图 13 所示)。以基准方案为基础,在高压、低压涡轮间设置燃烧室,使得高温燃气在流经高压涡轮膨胀后,在流入低压涡轮前再次加热,从而使低压涡轮进口总温升高,低压涡轮的落压比减小。

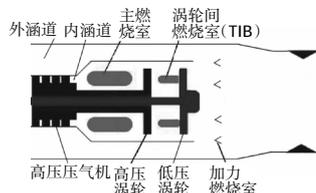


图 13 涡轮间燃烧方案

2.1 涡轮间燃烧方案总体性能分析

不同涡轮间燃烧室出口温度对设计点性能的影响如图 14 所示。横坐标为涡轮间燃烧室出口温度相对于高压涡轮进口温度的百分数,纵坐标为各参数相对于基准方案的相对值。

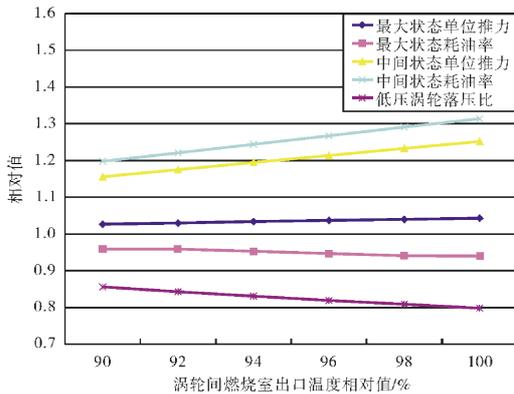


图 14 涡轮间燃烧室出口温度对发动机性能的影响

从图 14 中可见,随着涡轮间燃烧室出口温度的升高,发动机设计点的单位推力逐步增大,耗油率逐步降低,低压涡轮落压比逐步减小。当涡轮间燃烧室的出口温度达到高压涡轮进口温度的 90%时,最大状态单位推力比原方案的增大 3%,最大状态耗油率降低 4%,中间状态单位推力增大 15%,但中间状态耗油率升高 20%,低压涡轮落压比减小 14%。

基于上述分析结果,对涡轮间燃烧方案进一步

研究。由于低压涡轮进口温度升高,其冷却空气量增加。下面对低压涡轮冷却空气量对发动机总体性能的影响进行分析,涡轮间燃烧室出口温度取为高压涡轮进口温度,横坐标为低压涡轮冷气量相对于基准方案的百分数,纵坐标为各参数相对于基准方案的相对值,分析结果如图 15 所示。

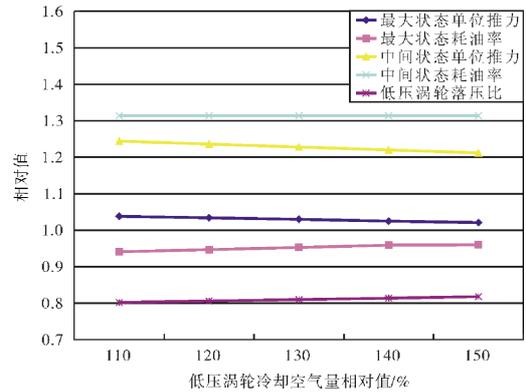


图 15 低压涡轮冷气量对发动机性能的影响

从图 15 中可见,低压涡轮的冷却空气量对最大状态单位推力、耗油率和中间状态单位推力、耗油率,以及低压涡轮落压比影响不大。当低压涡轮冷却空气量增加 50%时,最大状态单位推力仍比基准方案的增大 2%、最大状态耗油率降低 4%,低压涡轮落压比则减小 18%。

通过上述分析可知,采用涡轮间燃烧方案减小了低压涡轮的气动负荷,解决了高压、低压涡轮负荷分配问题,最大状态单位推力比基准方案和调整压缩部件的布局形式途径均有所增大,但采用调整压缩部件的布局形式途径也同时增大了中间状态耗油率。所以采用涡轮间燃烧方案时应根据在中间和亚声速巡航状态下的耗油率、单位推力和低压涡轮落压比折衷考虑,来选择涡轮间燃烧室出口温度。但是,涡轮间燃烧方案仍有下述技术问题和难点需要解决。

(1)带涡轮间燃烧室发动机的调节规律优化问题。由于带涡轮间燃烧室发动机比常规发动机的增加了涡轮间燃烧室供油控制,能够实现发动机变循环控制,是短时间内比较易行的 1 种变循环方案。但如何在整个飞行包线范围内对发动机控制规律进行优化,实现发动机安全性、可靠性、推力性能和油耗性能的最佳控制,是带级间燃烧室发动机的关键技术;

(2)涡轮间燃烧室的构型设计与研究。涡轮间燃

烧室特殊的工作条件决定了要保证高效燃烧、长寿命,需要在材料、冷却和燃烧等方面进行大量细致地研究。

3 结束语

本文所述 2 种方法虽然能解决未来高推重比发动机设计时遇到的高压、低压涡轮负荷分配的问题,但是对于工程应用仍需解决一些技术关键,需开展深入研究,以确定合适的技术途径。

参考文献:

- [1] 廉小纯,吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安:西北工业大学出版社,2005:134-141.
- [2] Qiang Li,Wei Fan. Parametric cycle analysis of dual-spool

mixed-exhaust turbofan with interstage turbine burner [R]. AIAA-2007-651.

- [3] 陈大光,张津,朱之丽. 推重比 15 一级发动机有关总体性能的关键技术和难点分析[J].航空动力学报,2001,16(1): 52-56.
- [4] Koff B L. Gas turbine technology evolution: a designer's perspective[J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 2(4): 577-595.
- [5] 梁春华. 国外第三代战斗机发动机的改型发展[J]. 航空发动机,2004,30(4): 55-58.
- [6] Ehrlich K H,Kurz K P, Rued W L. Trends in military aeroengine design from EJ200 to future manned and unmanned aerial vehicle propulsion[R]. AIAA-2003-2612.
- [7] 方昌德. 世界航空发动机手册[K].北京:航空工业出版社, 1996: 438-444.