

文章编号: 1000-8055(2004)05-0636-04

以已有核心机为基础进行发动机 系列发展的初步研究

唐海龙¹, 朱之丽¹, 罗安阳², 曾源江²

(1 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083;

2 中国航空动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘要: 在已有的核心机基础上可发展出一系列发动机。部件匹配的约束条件将限制设计循环参数的选择。为了进行定量分析, 建立了一个性能仿真模型。以发展大涵道比涡扇发动机为例, 说明了约束条件对设计循环参数的限制。初步分析给出了循环参数和总体性能间的关系。

关键词: 航空、航天推进系统; 核心机; 系列发展; 约束条件; 循环参数

中图分类号: V 231

文献标识码: A

A Preliminary Analysis of Developing Series of Engines Based on an Existing Core Engine

TANG Hai-long¹, ZHU Zhi-li¹, LUO An-yang², ZENG Yuan-jiang²

(1 School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100083, China;

2 China Aviation Power Plant Research Institute, Zhuzhou 412002, China)

Abstract: A series of engines can be derived based on an existing core engine. Components matching constraints will restrict design cycle parameter selection. A performance simulation model was established for quantitative analysis. As an example, the development of a high bypass ratio turbofan engine was used to demonstrate how the constraints restrict design cycle parameters. Preliminary analysis shows the relationship between cycle parameters and engine performance.

Key words: aerospace propulsion system; core engine; series development; constraints; cycle parameters

由于全新航空发动机的研制往往是一个耗资大、周期长的过程, 因此在成熟核心机的基础上进行系列发展是一个可节约研制经费、缩短研制周期的低风险技术思路和技术途径, 被具有先进航空技术的世界各国广泛采用, 美国的通用核心机技术研究和可替代发动机计划都是与该技术思路

相关的研究计划^[1]。

经过长期艰苦的研究发展, 我国航空工业逐步研制了不同用途的多种航空发动机, 具备了一定的核心机技术储备。因此, 如何利用这些技术储备, 根据不同的用户需求, 相对快速、经济地发展出新型发动机成为需要研究的课题。

收稿日期: 2003-09-15; **修订日期:** 2003-12-24

作者简介: 唐海龙(1973-), 男, 湖南邵阳人, 北京航空航天大学能源与动力工程学院副教授, 主要从事航空推进系统总体性能研究

1 以成熟核心机为基础的热力循环参数选择定性分析

对于成熟的核心机而言, 其主要部件压气机、燃烧室、涡轮的几何尺寸已经确定, 部件之间的匹配工作关系也基本确定(根据总体性能、气动稳定性、结构强度等的要求可以进行适当调整)。因此, 在确定新方案发动机的热力循环参数时, 必须考虑这些确定的因素:

(1) 核心机部件的匹配工作点确定了核心机压气机的换算转速($N_{\text{换算}}$)、换算流量(W_{kc})、压比和效率;

(2) 低压压气机与核心机压气机的流量连续;

(3) 高压涡轮流通能力对燃烧室出口燃气流量、温度、压力的制约关系;

(4) 对于混排涡扇发动机, 还需考虑混合器内外涵总压平衡。

以上因素展开来说有对发动机总体性能有以下影响:

① 根据因素(1)、(2)以及 $W_k = W_{\text{kc}} \times P_2 / \sqrt{T_2}$ (T_2, P_2 为高压压气机进口总温、总压) 和 $N_{\text{物理}} = N_{\text{换算}} \times \sqrt{T}$ 的关系, 可知低压压气机(风扇)效率和压比会影响高压压气机物理流量(W_k)和高压物理转速($N_{\text{物理}}$), 在涵道比一定的前提下也就影响了发动机物理流量;

② 高压涡轮进口换算流量 W_{gc} 为:

$$\begin{aligned} W_{\text{gc}} &= (W_k - W_{\text{cool}} + W_f) \times \sqrt{T_4/P_4} \\ &= [W_k \times (1.0 - R_{\text{cool}} + W_f)] \times (\sqrt{T_3/P_3}) \times (\sqrt{RT_b/\phi}) \\ &= [W_k \times (1.0 - R_{\text{cool}}) \times (1.0 + f_{\text{ar}})] \times (\sqrt{T_2/P_2}) \times (\sqrt{RT_k/P_k}) \times (\sqrt{RT_b/\phi}) \\ &= [W_{\text{kc}} \times (1.0 - R_{\text{cool}}) \times (1.0 + f_{\text{ar}})] \times (\sqrt{RT_k/P_k}) \times (\sqrt{RT_b/\phi}) \end{aligned}$$

其中 T_3, P_3 为高压压气机出口的总温、总压, T_4, P_4 为高压涡轮进口的总温、总压, W_f 为燃油流量, RT_b 为燃烧室温比 (T_4/T_3), ϕ 为燃烧室总压恢复系数, R_{cool} 为从高压压气机提取的冷气比例, RT_k 为压气机升温比 (T_3/T_2), P_k 为高压压气机压比, f_{ar} 为燃烧室油气比。如果核心压气机工作点一定, 在不考虑冷气变化、认为油气比和燃烧室总压恢复系数变化不大的假定条件下, 高压涡轮进口换算流量可表示为:

$$W_{\text{gc}} = W_{\text{kc}} \times \sqrt{RT_b} \times \text{Const} = \sqrt{RT_b} \times \text{Const}$$

即 W_{gc} 与燃烧室出口和核心压气机进口温比 (T_4/T_2) 的 0.5 次幂成正比;

③ 涵道比的大小和低压压气机(风扇)压比的高低将影响低压涡轮的功率和膨胀比, 即在涡轮前温度一定的条件下, 涵道比越大、低压压气机(风扇)压比越高, 低压涡轮出口压力就越低, 因此因素(4)将对涵道比、风扇压比和涡轮前温度的选择产生影响。

这些关系对热力循环参数选择的制约, 必将对具体改进改型发动机能获得的性能产生影响。

2 成熟核心机基础对发动机热力循环参数及总体性能的影响

本文将针对某高空低速飞行器对动力装置的需求(大涵道比混排涡扇发动机), 结合定性分析的约束条件, 建立了以某型双轴混排涡扇发动机(涵道比 1.9)的核心机为基础的航空发动机性能分析程序, 进行热力循环参数的改进改型设计(发动机的结构形式改为单级风扇加增压级、双转子混排涡扇发动机)。计算分析中采用了以下 3 个条件:

(1) 改型后发动机核心压气机的工作点保持在原设计点不变;

(2) 高压涡轮设计流通能力保持原设计值不变;

(3) 混合器内外涵气流总压相平衡条件。

由于设计状态转速给定, 加上(1)、(2)、(3)3 个条件, 再选择发动机涵道比和总增压比两个参数即可确定发动机状态, 这两个参数的计算范围: 涵道比 3~6, 总增压比 9.5~30。热力计算已知条件为某飞行器巡航高度和马赫数。

其他热力循环参数(涡轮前温度、风扇增压比、增压级压比)和内涵空气流量由发动机热力学

关系式决定, 考虑到实用单级风扇的设计制造能力, 风扇增压比设计值控制在 1.8 以下。除高压压气机和高压涡轮外, 其他部件效率和损失系数等参考国际先进水平和部件设计预期能达到的水平选取。

图 1 至图 7 给出以某型发动机核心机技术为基础的热力计算结果, 结果反映了动力装置的推力、耗油率及主要循环参数之间的关系。

2 1 推力

在部件效率一定的条件下, 决定发动机推力大小的是涵道发动机内涵循环参数- 涡轮前温度和发动机总增压比(见图 1、图 2), 涡轮前温度和总增压比基本一一对应。为满足发动机高空推力要求, 关键是提高设计涡轮前温度和发动机总增压比。

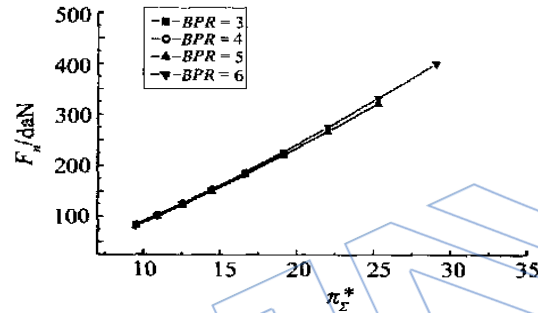


图 1 不同涵道比、总增压比对推力的影响

Fig 1 Bypass ratio and overall pressure ratio vs thrust

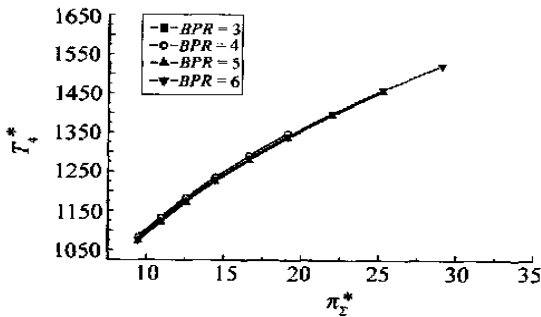


图 2 不同总增压比对涡轮前温度的影响

Fig 2 Overall pressure ratio vs turbine inlet total temperature

如果核心机压气机工作点不变, 要保持 W_{gc} 不变, 提高涡轮前温度时, 必须相应提高 T_{20} 。当改型发动机的设计点高度和马赫数不变时, 改型发动机的进口总温保持不变。因此, 为了提高 T_2 , 需要提高低压压气机温升, 在部件效率不变的条件下, 即必须提高低压压气机(风扇内涵+ 增压级)

的增压比, 也就提高了发动机总增压比。

在核心机匹配点给定, 总增压比(涡轮前温度)一定的条件下, 为了保持混合器进口内、外涵总压相等, 涵道比增加使风扇压比也需相应减小(增压级压比提高)(图 3、图 4), 发动机排气速度减小, 单位推力减小, 虽然总空气流量增加(图 5), 综合的结果是简单增大涵道比并不能增加推力。

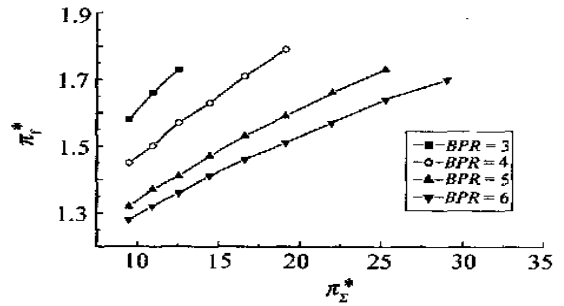


图 3 不同涵道比对风扇增压比的影响

Fig 3 Bypass Ratio vs Fan's Pressure Ratio

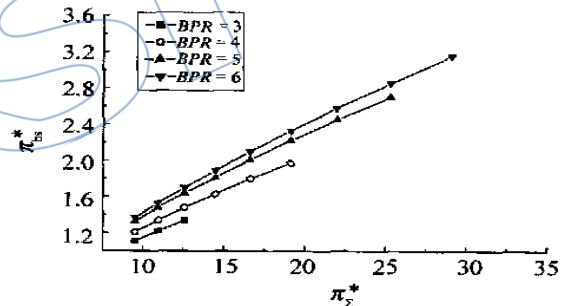


图 4 不同涵道比对增压级压比的影响

Fig 4 Bypass ratio vs booster's pressure ratio

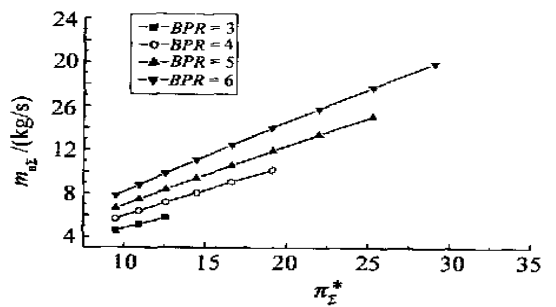


图 5 不同涵道比对发动机总空气流量的影响

Fig 5 Bypass ratio vs airflow breathed by engine

由于单级风扇根部增压能力的限制, 提高低压压气机增压比意味着增加增压级的压比, 在低压转子上的增压级由于切线速度低, 加功困难, 过高的增压比将导致增压级级数增加, 不利于非设计工况, 特别是高空低雷诺数下的工作特性和气

动稳定性。

高压压气机换算转速一定的条件下, T_2 过高将导致高压转子物理转速增加过多。如果达到限制转速, 高压压气机将不能维持在原换算转速上工作。

2.2 耗油率

满足高高空低耗油率的关键, 是加大设计涵道比和提高总增压比(图 6), 涵道比小的改型方

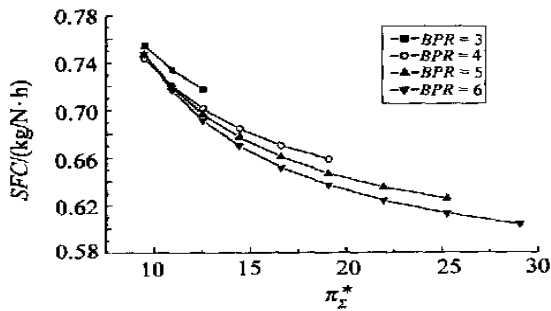


图 6 不同涵道比和总增压比对耗油率的影响

Fig 6 Bypass ratio and overall pressure ratio vs SFC

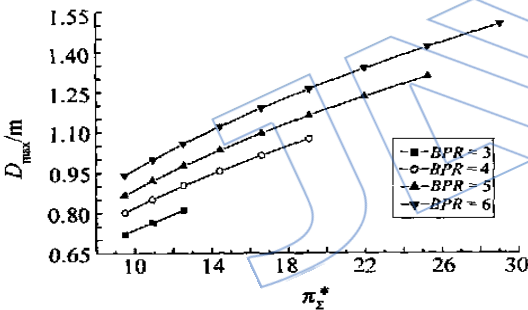


图 7 不同涵道比对发动机最大径向尺寸的影响

Fig 7 Bypass ratio vs fan's diameter

案对应的满足核心机约束条件的总增压比范围更小。

提高设计涵道比可以显著降低耗油率, 但增加设计涵道比将增加低压涡轮负荷和低压转子扭矩。增加设计涵道比将使发动机径向尺寸加大(图 7), 而径向尺寸将受飞机总体设计的约束。

3 结 论

通过以上分析, 针对基于已有核心机发展为风扇加增压级、双转子混排涡扇发动机这种改型方式, 就气动性能方面, 可得出以下主要结论:

- (1) 为了保持给定核心机部件匹配点位置, 提高设计涡轮前温度的同时, 必须相应增加总增压比, 两者之间一一对应;
- (2) 涡轮前温度(或与之对应的总增压比)与发动机推力成对应关系, 涡轮前温度相同时, 涵道比大小对推力不产生影响, 但对耗油率影响较大;
- (3) 高的涵道比对应低的风扇设计压比和高的增压级压比;
- (4) 涵道比的增大会导致发动机尺寸增大, 引起飞行器设计难度加大;
- (5) 必须根据飞行器对推力和耗油率的要求, 协调涵道比、总增压比和涡轮前温度, 来保证飞行器的整体性能;
- (6) 除气动性能外, 改型设计参数的确定还需全面考虑核心机的结构、强度、冷却、材料、系统的适应性问题。

参考文献:

[1] 刘大响, 陈光 航空发动机——飞机的心脏[M]. 北京: 航空工业出版社, 2003