

# 大涵道比宽体客机发动机方案设计 及系列化发展研究

## The Performance Design and Series Development Strategy Study of High Bypass Ratio Wide-body Aircraft Engines

薛冰晶 齐小龙 周 森 / Xue Bingjing Qi Xiaolong Zhou Miao

(中航商用航空发动机有限责任公司, 上海 201108)

(AVIC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd., Shanghai 201108, China)

### 摘 要:

基于宽体客机航空发动机系列化发展进行了总体性能方案设计,并分别基于保持整机不变和保持核心机不变的原则,对推力系列化发展方案进行了分析。结果表明,对于减推力使用发动机而言,可以直接采用降低高低压轴转速的方式;对于推力增长发动机而言,需重新匹配低压系统以得到更优化的方案。

**关键词:**航空发动机;核心机;系列化发展

[Abstract] Series development strategy is of great importance in wide-body aircraft engine design. To gain the insight into this domain, a number of wide-body aircraft engine performance designs based on a sequence of thrust requirements will be developed and studied in this paper. All design works are subject to one constraint which is remaining core engine unchanged or remaining entire engine unchanged. The result shows that once the baseline engine is defined, remaining entire engine unchanged with reduced rotating speed brings more benefits to deliver lower thrust level, while thrust growth would be readily obtained by re-matching low pressure system with the same core engine.

[Key words] Turbofan Engine; Core Engine; Series Development

## 0 引言

宽体客机发动机市场价值量接近全部民用涡扇发动机的一半,代表了世界航空发动机最先进的技术水平,是各国外公司技术竞争的焦点和主要利润来源。随着我国民用航空产业的迅猛发展,研制开发先进的宽体客机发动机是我国民用航空发动机发展的必然趋势。同时考虑到民用航空发动机研制周期长,投入经费多的特点,其系列化发展潜力是在方案设计之初就必须考虑的一个问题。

国外各大发动机公司很早就开始了系列化发展的研究,并且取得了很好的成效。GE公司在同一核心机基础上发展出了军用的F101、F110和民用的CFM56系列发动机。法国在M88核心机研制

基础上,经过不断改进,发展了M88-III发动机<sup>[1]</sup>。表1所示为GE<sub>nx</sub>发动机系列产品<sup>[2]</sup>。

近年来,我国在窄体客机发动机系列化发展上取得了一定的成绩,但在宽体客机发动机上研究较少。根据宽体客机对发动机的推力需求和国内现有技术水平,选用了基准发动机模型,并且通过两种不同的系列化发展思路,对减推力使用和推力增长发动机分别进行了分析。

## 1 方案设计与系列化发展思路分析

大涵道比民用航空发动机的起飞推力一般在70 000lb到95 000lb之间。综合考虑飞机需求和国内的发动机设计水平,确定基准发动机的起飞推力为75 000lb,同时要求能够基于基准发动机减推力使用至70 000lb,推力增长至82 000lb。

表 1 GENx 发动机系列产品

GENx	-1B54	-1B64	-1B70	-1B74	-2B67	-1A72
风扇直径 m	2.82	2.82	2.82	2.82	2.66	2.82
空气流量 kg/s	1 047 ~ 1 166					
构型	1-4-10-2-7			1-3-10 -2-6	1-4-10 -2-7	
总压比	36.1 ~ 44.5					
涵道比	9.1 ~ 9.6					
推力 lb	53 200	63 800	69 800	73 600	66 500	72 000
安装耗油 率 kg/ kgf/h	0.520 (H=10 668m, Ma=0.80)					
使用对象	B787-3	B787-8	B787-9	B787-9	B747-8	A350-800

### 1.1 系列化发展思路

选用两种方法同时进行减推力使用和推力增长发动机设计,第一种是保持整机构型不变,通过提高或者降低转速来实现发动机推力的增减。采用此种设计方法不用重新设计发动机,可以节省大量的设计经费。但是此设计思路只适用于较小范围的推力调整,若范围太大,发动机的各设计工况容易偏离效率高效区,工作情况恶化。

第二种是保持核心机不变,重新匹配低压部件。在设计中不仅要保证核心机的结构尺寸不变,而且在减推力使用和推力增长发动机中均保持核心机工作在效率高效区。这种方法的好处是可以得到更优化的设计循环,保证各推力级别发动机工作在最佳的匹配位置。

为了便于对比分析,计算采用等涡轮前温度间隔的方式,以基准机为中心,分别计算了设计点涡轮前温度 $\pm 60\text{K}$ 的情况。

### 1.2 发动机整机模型

发动机由风扇、增压级、高压压气机、燃烧室、高压涡轮、低压涡轮和喷管等部件组成,见图 1。在稳定工作时需要满足流量连续和功率平衡。

质量流量平衡方程如下:

$$W_2 = W_{23} + W_{13};$$

$$W_4 = W_3 + W_f;$$

$$W_{44} = W_{45};$$

$$W_9 = W_8 + W_{18};$$

其中, $W_2$ 为风扇出口流量, $W_{23}$ 为增压级进口流量, $W_{13}$ 为外涵道进口流量, $W_3$ 为高压压气机出口流

量, $W_f$ 为燃油流量, $W_{44}$ 为高压涡轮出口流量, $W_{45}$ 为低压涡轮进口流量, $W_8$ 为内涵喷管出口流量, $W_{18}$ 为外涵喷管出口流量, $W_9$ 为发动机出口总流量。

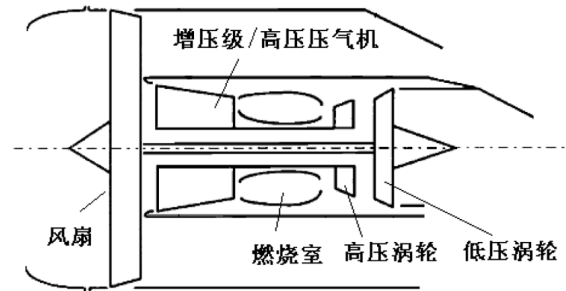


图 1 大涵道比发动机示意图

功率平衡方程如下:

$$\text{高压轴功率平衡: } L_{HT} \times \eta_H = L_{HC};$$

$$\text{低压轴功率平衡: } L_{LT} \times \eta_L = L_{LC} + L_F;$$

其中, $L_{HT}$ 为高压涡轮发出功, $L_{LT}$ 为低压涡轮发出功, $L_{HC}$ 为高压压气机消耗功, $L_{LC}$ 为增压级消耗功, $L_F$ 为风扇消耗功, $\eta_H$ 为高压轴机械效率, $\eta_L$ 为低压轴机械效率。

发动机各截面参数均可通过上述方程式联立求解。

### 1.3 发动机核心机模型

描述核心机性能的主要参数有:

$$\text{核心机压比: } \pi_{\text{core}} = \frac{P_{44}}{P_{25}};$$

$$\text{核心机温比: } \theta_{\text{core}} = \frac{P_{44}}{P_{25}};$$

核心机进口换算空气流量:

$$W_{25R} = \frac{W_{25} \sqrt{T_{25}} / 288.15}{P_{25} / 101.325};$$

核心机单位循环功:

$$L_{\text{core}} = R \frac{k}{k-1} \theta_{\text{core}} \left( 1 - \frac{1}{\pi_{\text{core}} \frac{k-1}{k}} \right);$$

其中, $P_{44}$ 为高压涡轮出口总压, $P_{25}$ 为高压压气机进口总压, $W_{25}$ 为高压压气机进口物理流量, $T_{25}$ 为高压压气机进口总温, $T_{44}$ 为高压涡轮出口总温。

为了保持核心机状态不变,主要是要保证核心机的压比、温比和进口换算流量之间的关系不变。

## 2 计算与分析

### 2.1 基准机方案设计

对于长航程的大型民用客机而言,经济性是最

主要的考虑因素,所以本文选用经济巡航状态作为基准机的设计点。图2所示为发动机设计点总压比与耗油率的关系曲线,从图中可以看出,随着总压比的提升,耗油率呈下降趋势,但是,当发动机总压比上升到一定程度之后,其下降趋势明显变缓;当总压比超过65以后,由于高压压气机出口总温升高,在燃烧室出口总温不变的前提下,燃烧室温度降低至最优值以下,核心机做功能力减弱,需要降低涵道比以驱动外涵、保持发动机推力,因此发动机耗油率迅速上升。

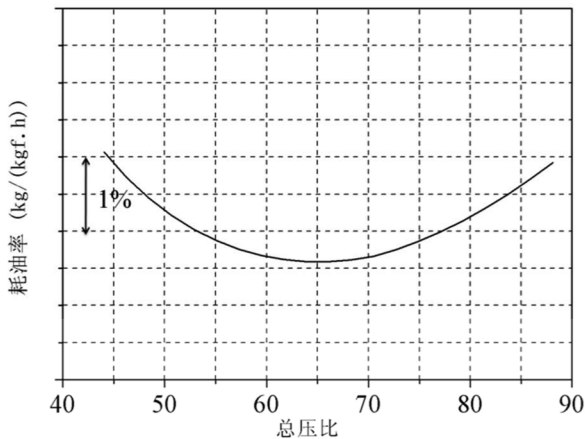


图2 总压比与耗油率的关系曲线

为了达到一个更优化的耗油率,必须在提高总压比的同时提高燃烧室出口总温。图3所示为在保持总压比不变的情况下,发动机耗油率随燃烧室出口总温的变化关系。从图中可以看出,当发动机总压比不变,耗油率随燃烧室出口总温的上升呈先显著下降、后略上升的趋势,耗油率最低点出现在2000K附近。考虑到目前的材料水平,发动机在巡航状态不可能达到如此高的温度。也就是说,对于目前而言,需要在材料允许的范围内尽量提高燃烧室出口总温,以提高涵道比,降低耗油率。综合分析各限制条件,得到基准机参数如表2所示。

## 2.2 基于基准机的系列化发展分析

图4所示为基于基准机的系列化发展结果。从图中可以看出,采用方法一和方法二获得的推力范围一致,基本覆盖了65 000lb到85 000lb的范围。方法一保持发动机的整机构型不变,所以其风扇直径保持不变。对于减推力使用来说,随着高低压轴转速的降低,发动机共同工作点下移,相应的其总压比和核心机进口换算流量都相比基准机降低,发动机可靠性提高。而且从发动机油耗曲线中可以看到,在此推力范围内,随着涡轮前温度和推力的

降低,其耗油率也比基准机降低了近1%。对于推力增长发动机来说,其变化趋势与减推力使用正好相反。核心机工作点上移,发动机工作状态提高,油耗变大,可靠性也相应变差。

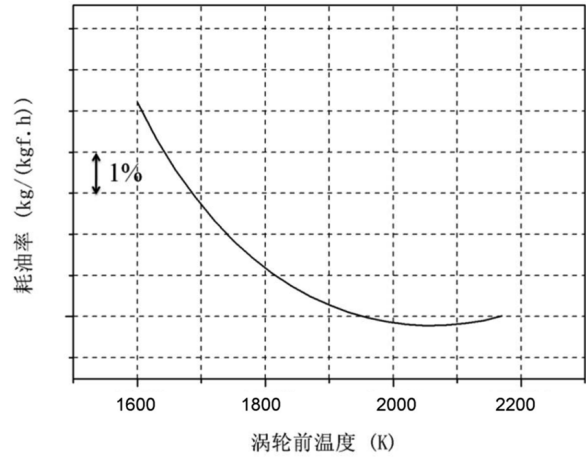


图3 涡轮前温度与耗油率的关系曲线

表2 基准机主要参数

性能参数	基准机
总压比	45
涵道比	9.7
涡轮前温度 K	1 590
核心机进口换算流量(kg/s)	62.5

方法二重新匹配了低压系统。对于减推力使用来说,在核心机做功能力保持不变的情况下,风扇直径可以降低,造成发动机涵道比降低,推进效率降低,耗油率上升。对于推力增长发动机来说,为了发出足够的推力,在发动机内涵基本保持不变的情况下,必须提高发动机的总进气量。随着风扇直径和涵道比的上升,发动机推力变大,单位耗油率降低。

从以上分析可以看出,采用此两种方式均可以达到发动机增减推力的需求。对于减推力使用来说,方法一的优点更加突出。由于不需要修改发机构型,可以节省科研经费和研发时间,而且其性能完全可以满足减推力发动机的需求。同时相对于基准机来说,发动机的工作点下移,所以其可靠性更高。对于推力增长发动机来说,方法二是更适合的方式。相对于方法一来说,由于其风扇直径提高,在核心机工作点不变的情况下,发动机的做功能力提高,在保证可靠性的同时满足推力需求。同时,由于推进效率提高,其耗油率可以比基准机降低约1.5%。

### 3 结论

根据宽体客机对发动机的推力需求,在对国外同级别发动机推力进行分析的基础上,初步确定了基准机的推力需求及其系列化发展需求。通过分

析表明,对于不同的系列化发展方向最好采用不同的发展策略。通过降低基准机转速的方式可以很好地满足减推力使用发动机的需求,且具有较高可靠性;对于推力增长型而言,重新匹配低压部件是更合理的方式。

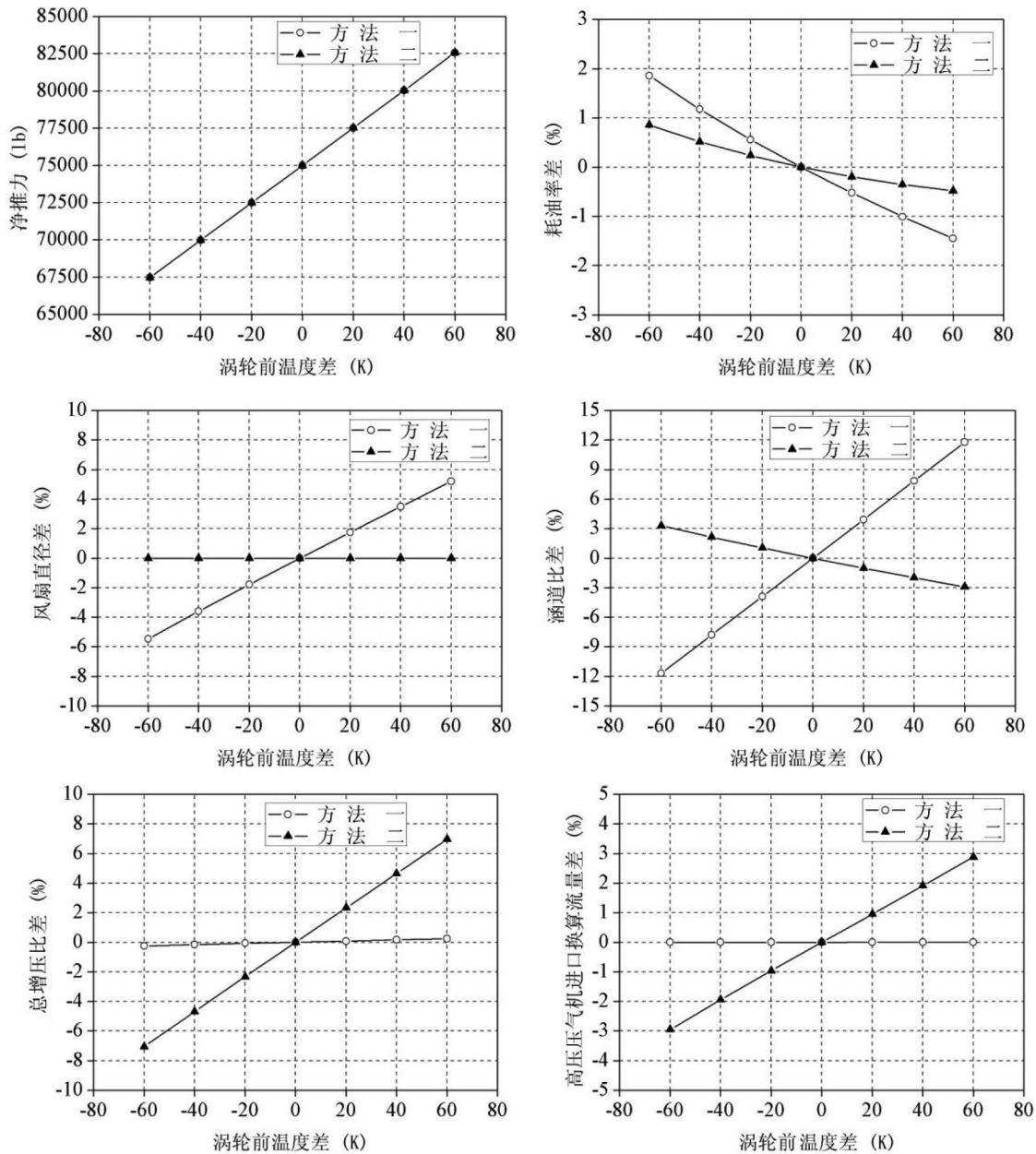


图4 系列化分析计算结果

#### 参考文献:

[1] 黄顺洲, 胡骏, 江和甫. 核心机及其派生发动机发展的方

法[J]. 航空动力学报, 2006, 21(2): 242.

[2] www.airliners.net