

# 民用航空发动机研制成本估算方法研究

魏利军\* 蒋平

(中国航发商用航空发动机有限责任公司,上海,200241)

**摘要:** 本文针对民用航空发动机研制过程的成本控制需要,以建立型号论证时快速估算民用航空发动机研制成本投入为目标,开展了民用航空发动机成本估算方法研究。研究中结合工程实际,建立了发动机重要总体参数方程,分析了发动机参数间的相关关系,识别出了用于建立参数模型估算研制成本的发动机关键特征参数,并搜集了几型发动机研制成本投入以及关键特征参数,利用多元线性回归理论建立了参数法成本估算模型,并对建立的参数法模型进行了回归显著性检验,考虑到文中使用的样本数据为国外不同年代的民用航空发动机研制成本数据,本文模型计算结果需进行时间修正和币种修正,本文建立的参数模型适用于研制早期快速估算研制成本,为项目论证和成本控制提供重要依据。

**关键词:** 民用航空发动机;成本估算;成本控制;参数法

中图分类号: F562.5; V271.1

文献标识码: A

OSID:



## 0 引言

现代企业管理越来越精细,对成本的控制是企业最关注的问题之一,直接影响企业的盈利以及产品的市场竞争性。而航空发动机是一项寿命周期长、投资大的产业,因此实现发动机研制过程的成本良好管控是取得产品商业成功、提高产品市场竞争力的重要因素之一。随着新材料和新工艺在航空产业的应用,发动机的研制成本和制造成本大幅增加。对于民用航空发动机而言,研发和制造成本控制显得尤为重要,因此在研发过程中就要开始基于成本的设计严控产品研发成本,从设计的源头控制生产和服务成本。有效的成本评估对项目管理者制定合理的预算和计划起到非常重要的作用,对于成本控制的研究也从简单的成本核算发展为基于成本的设计。

航空发动机研制工业界已经把研制成本、研制周期与发动机性能作为同等重要的因素,在发动机设计方案的初始阶段就予以高度重视。为了更好地解决发动机全寿命周期成本的预测和成本管理问

题,GE(通用电气公司)、RR(罗尔斯·罗伊斯公司)、PW(普拉特·惠特尼集团公司)、NASA等均开发了相应的全寿命周期经济性评估的方法,这些方法帮助系统工程师在性能、成本、风险之间进行权衡,使得发动机获得最大的效益。

在与成本费用相关的数据分析和测算方法研究方面,国外政府通常设立特有的数据采集通道。比如,俄罗斯从20世纪80年代开始要求发动机研发机构按照固定格式向国家提供基础性的技术经济数据;美国兰德公司在国家支持下建立了强大的成本数据采集网络。在此基础上,国外进行数据综合分析,形成了多种成本测算分析方法,建立了相关的软件系统。GE公司在20世纪80年代末,开始研究基于人工智能的成本估算方法(ACE),可用于发动机概念设计、初步设计和详细设计;20世纪90年代后,将其升级为COMPEAT<sup>TM</sup>模型,可根据部件设计特征(如重量、尺寸、加工特点等)进行详细的费用估算,速度快、精度高。同时,国外也陆续出现了一些民用的经济性分析软件,Price公司开发的True Planning软件可以随项目的进展进行由粗到细

\* 通信作者. E-mail: wlj830920@163.com

**引用格式:** 魏利军,蒋平. 民用航空发动机研制成本估算方法研究[J]. 民用飞机设计与研究,2020(3):78-83. WEI L J, JIANG P. Study on cost estimation method of civil aeroengine development[J]. Civil Aircraft Design and Research,2020(3):78-83(in Chinese).

成本估算,并与项目管理软件 Microsoft Project、工程软件 Pro Engineer 等进行了良好的集成;Galorath 公司开发的 SEER 软件可用于产品全寿命周期成本估算,并与 CAD 软件、项目计划软件等有输入输出接口;American Technology & Services 公司在 IHPTET 计划的资助下开发了航空发动机全寿命周期费用估算软件(AICAT),集成了多种费用估算方法。而我国发动机研制成本估算工作开展较少,在项目论证时,研发投入多以专家经验估计,国外出现的民用经济性分析软件大多是以产品分解结构为基础的制造成本估算和以工作分解结构为基础的成本测算,不适应于项目论证期间的投资预测。本文旨在建立依据发动机特征参数快速估算研制成本的计算模型,以支持项目论证时的投资预测。

## 1 估算方法

### 1.1 自下向上法

自下向上法是基于产品基本的零部件到整机自下向上逐步的进行成本评估的方法。该方法依赖于详细的工程分析和计算来确定评估结果,如果采用这种方法进行航空发动机成本评估,需要有详细的发动机设计构型信息和所有与发动机零部件有关材料、设备、人工等账目信息。这种方法的优点是能将影响发动机成本的各个因素清楚地表达出来,例如,此方法可以将制造过程中采用新材料和新工艺方法对成本的影响剥离开。目前,所有的航空发动机制造厂商都采用过自下向上法进行成本分析。

然而,自下向上法虽能够对发动机的经济性进行细致、清楚的评估,但是采用这种方法需要涉及到很多细节问题,并且还需要对这些问题有深刻的理解,才能保证评估的准确性。自下向上法存在的主要限制是:

(1)分析过程非常费时。通常,方案阶段和相应的成本估计就会花费很长的时间。因此,一些公司已经通过应用准确成熟的数据库系统使该过程自动化,但该系统的研发是很昂贵的;

(2)进行经济性分析的人员必须是发动机设计方面的专家,因为在进行评估时需要对一些特殊的技术细节有所考虑。分析者必须清楚发动机目前的技术状态和技术方案;

(3)该方法需要发动机系统、部件状态确定(只允许对一些未知因素的小修改)。即使某个部件采

用的是全新技术,也需要做出成本估计。

使用自下向上法的分析者,必须要能够获得发动机采用的某项特殊技术所涉及的研发、生产、运营、支持成本的详细数据。

### 1.2 类比法

类比法是通过以相似产品作为参照基准,通过比较两者的差异性进行成本分析,通常用于衍生型和改进型发动机的成本评估。与自下向上法相比,其优势在于仅仅需要考虑与参考基准型号的差异,就可做出经济性评估,可以节省大量时间。该方法评估结果的适用性主要取决于选取的参照发动机是否恰当。如果评估发动机采用了一些与参照发动机有根本改变的技术或者全新技术,需要以自上而下法对其分析。这就需要分析者对这些技术有着深刻的了解。

### 1.3 参数法

参数法是基于数理统计理论,通过对大量样本数据的分析,确定发动机特征参数与成本间的关系,并采用最小二乘回归分析等方法建立成本与发动机特征参数关系的一种评估方法。

参数分析在研制成本和研制周期的评估中有着很大的优势。其主要的优点是在基本参数变量关系确立后用参数法进行评估很简单、直接。而且,分析者不必是技术专家。然而,采用该方法分析时,必须获得所有参数的数据。与前面两种方法不同,应用参数法不需要详细的发动机设计方案就可进行评估。此外,参数法的另外一个优势在于,由于采用最小二乘回归法建立参数关系,因此可以给出预测结果的误差。

虽然参数法使用很方便,但是建立准确的参数关系却很困难。首先,需要精确定义合适的评估参数。这一步对于建立正确的参数关系至关重要。如何选择这些参数经常会决定这些变量之间的关系。其次,分析者必须搜集足够的参数数据。最后,这些数据必须无量纲化并按通用基准进行调整。

参数法的另外一个缺点是缺少直接的因果关系。通过最小二乘回归法拟合的参数方程只能表明出相关变量和独立变量之间的关联关系。例如,涡轮前温度是重要的发动机性能参数,其与生产制造成本之间的关系可以由拟合的参数方程来确立。但是通过拟合方程,只能看出涡轮前温度越高,会导致生产制造成本越高,而无法看出深层的根本因果关系。合理的解释可能是涡轮进口温度越高,会要求

采用更多的昂贵的材料来制造涡轮部件。另外,高涡轮进口温度还会导致涡轮叶片加工困难,从而需要更长的加工时间和产生较高的废品率。还有,高涡轮进口温度需要额外的装置或较大的零件尺寸来有效地冷却发动机。另一方面,如果发动机需要的涡轮前温度较高,则意味着需要复杂高效的燃烧室和压气机。自下而上法将会把以上的各种因素考虑清楚,并直接展示出每个因素的影响,而参数方法并不能直接的表明这些原因。

参数关系的拟合是以独立变量(发动机尺寸、性能参数等)的历史数据为基础来建立它们与研发生产成本之间相关关系的。因此,任何应用参数法做出的评估都假定这些参数关系是可以传承到未来研制的发动机上的。也就是说,用参数法进行评估的发动机不能与建立参数关系的发动机有本质不同。所以,利用基于历史数据的参数法来对有重大技术革新的发动机进行评估是不合适的。

### 1.4 估算方法选择

本文对研制成本估算的研究重点在于项目研制初期,用以支持方案的论证和研发阶段的投入测算,在此阶段详细的工作分解结构、产品分解结构尚不能确定,自下而上法将无法开展。而类比法更适合于衍生型号,因此本文将采用参数法建立研制成本估算模型,满足研制初期对于成本估算快速相应的要求,并有一定的准确度。

兰德公司在 2002 年发布的国防研究报告<sup>[1]</sup>中,基于 30 多型美军航空发动机数据,利用多元线性回归理论建立了成本估算模型,并在军方采购项目中得到广泛应用,被兰德公司成熟使用在多个型号的费用估算中。

基于工程统计方法建立参数模型时,通常采用线性回归分析理论,本文在建立成本模型时也将采用多元线性回归建模方法。多元线性模型如下:

$$y = \beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2 + \dots + \beta_k x_k + \varepsilon$$

对于有  $n$  个样本空间的回归模型,可将样本回归模型写为:

$$\begin{cases} y_1 = \beta_0 + \beta_1 x_{11} + \beta_2 x_{12} + \dots + \beta_k x_{1k} + \varepsilon_1 \\ y_2 = \beta_0 + \beta_1 x_{21} + \beta_2 x_{22} + \dots + \beta_k x_{2k} + \varepsilon_2 \\ \dots \\ y_i = \beta_0 + \beta_1 x_{i1} + \beta_2 x_{i2} + \dots + \beta_k x_{ik} + \varepsilon_i \\ \dots \\ y_n = \beta_0 + \beta_1 x_{n1} + \beta_2 x_{n2} + \dots + \beta_k x_{nk} + \varepsilon_n \end{cases}$$

其中,  $y_t$  是  $t$  个样本因变量的观察值,它是包含误差的观察值;  $x_{ti}$  是  $t$  个样本第  $i$  个自变量的值,是确定型变量,不包含观察误差;  $\beta_i$  是第  $i$  个未知参数;  $\varepsilon_t$  是  $y_t$  的观察误差,  $1 \leq t \leq n, 1 \leq i \leq k$ 。采用矩阵形式表示,令:

$$y = \begin{bmatrix} y_1 \\ y_2 \\ \dots \\ y_n \end{bmatrix}, X = \begin{bmatrix} 1 & x_{11} & x_{12} & \dots & x_{1k} \\ 1 & x_{21} & x_{22} & \dots & x_{2k} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 1 & x_{n1} & x_{n2} & \dots & x_{nk} \end{bmatrix},$$

$$\beta = \begin{bmatrix} \beta_0 \\ \beta_1 \\ \dots \\ \beta_k \end{bmatrix}, \varepsilon = \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \dots \\ \varepsilon_n \end{bmatrix}$$

式中,  $n$  为样本数,  $k$  为自变量个数。用矩阵形式表示多元线性回归模型为:

$$y = X\beta + \varepsilon$$

其中,  $y$  称为观察向量;  $n \times (k+1)$  矩阵  $X$  称为回归设计矩阵;  $\varepsilon$  称为观察误差;  $\beta$  称为参数向量。若  $X$  列满秩,  $\beta$  的最小二乘估计量为:

$$\hat{\beta} = (X^T X)^{-1} X^T y$$

由于回归系数估计向量  $\hat{\beta}$  是一个常数矩阵  $A = (X^T X)^{-1} X^T$  与正态随机向量  $y$  的乘积,因而  $\hat{\beta}$  也是正态随机向量,其均值和方差是:

$$\begin{aligned} E(\hat{\beta}) &= E((X^T X)^{-1} X^T y) \\ &= E[(X^T X)^{-1} X^T (X\beta + \varepsilon)] \\ &= E[(X^T X)^{-1} X^T X\beta + (X^T X)^{-1} X^T \varepsilon] \\ &= \beta \end{aligned}$$

当模型正确时,  $\hat{\beta}$  是  $\beta$  的无偏估计量。

$$\begin{aligned} \text{Var}(\hat{\beta}) &= \text{Var}[(X^T X)^{-1} X^T y] \\ (X^T X)^{-1} X^T &\text{为常数矩阵, } y \text{ 的方差为 } \sigma^2 I, \text{ 故} \\ \text{Var}(\hat{\beta}) &= (X^T X)^{-1} X^T \text{Var}(y) [(X^T X)^{-1} X^T]^T \\ &= \sigma^2 (X^T X)^{-1} X^T X (X^T X)^{-1} \\ &= \sigma^2 (X^T X)^{-1} \end{aligned}$$

根据高斯—马尔科夫定理,式最小二乘解  $\hat{\beta}$  是  $\beta$  的最小方差无偏估计。

## 2 研制成本

### 2.1 参数研究

对于民用航空发动机,通常关注的重要参数如表 1 所示,描述发动机的热力学方程如式(1)~式(4),根据以上方程可见参数间关系,从而可知这些

参数间的相关性如表1。

表1 发动机参数及相关性

参数	参数类别
标准天起飞推力( $F_N$ )	功能性参数
耗油率( $sfc$ )	非功能性参数
涵道比( $BPR$ )	—
涡轮前温度( $T_4$ )	约束性参数
总压比( $OPR$ )	—
尺寸( $D$ )	约束性参数
重量( $W$ )	约束性参数
进口流量( $W_a$ )	—

这些参数之间关系可以用以下方程表示:

$$F_N = f(W_a, BPR, OPR, T_4) \quad (1)$$

$$sfc = f(BPR, OPR, T_4) \quad (2)$$

$$D = f(W_a, BPR) \quad (3)$$

$$W = f(D) \quad (4)$$

而  $F_N$  和  $sfc$  与  $BPR, OPR, T_4$  的关系变化曲线如图1和图2所示。

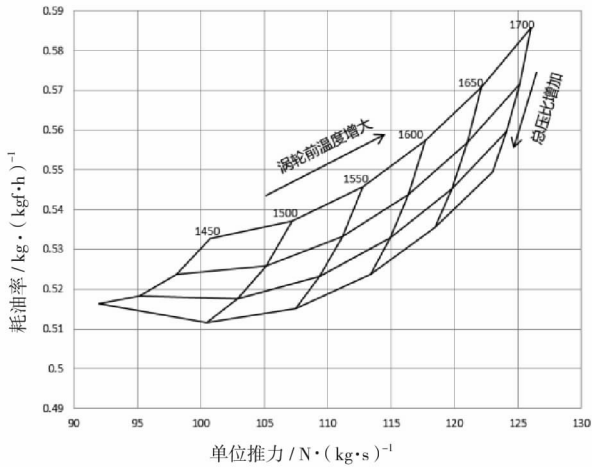


图1 单位推力及 sfc 与  $T_4$ 、OPR 关系

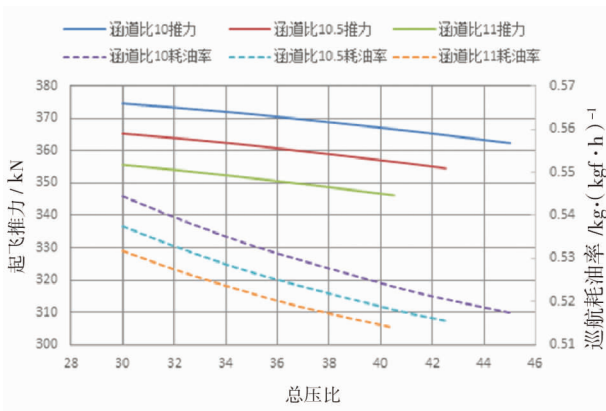


图2 起飞推力及 sfc 与  $BPR$ 、OPR 关系

图1和图2表示耗油量、单位推力与总压比、涵道比、涡轮前温度的关系,推力作为发动机的功能性参数,是发动机研发过程必须满足的要求,而涡轮前温度受限于材料工艺水平,是发动机研发过程中的重要约束。在满足推力要求且在涡轮前温度限制条件下,涵道比和总压比可以进行优选以降低耗油量,因此涵道比、总压比和耗油率不是发动机研发的直接约束。另一方面,尺寸、重量、流量与发动机的推力和所用材料有关,也不是发动机研制的直接约束。因此,选择起飞推力( $F_N$ )和涡轮前温度( $T_4$ )表征发动机的水平,同时推力作为功能性参数,涡轮前温度作为约束参数作为发动机参数法评估成本模型的变量较合理。

### 2.2 模型回归

在采用多元线性回归方法进行拟合回归时,样本的数量和质量直接决定了模型的拟合优度。而国内航空发动机型号较少、数据积累不足,现有国内提出的参数法应用范围有限,且无民用航空发动机相关研制成本数据,国外发动机研制经费投入披露较少,本文中收集了国外4种民用发动机的新研型号的研制成本数据对模型中的系数进行回归,观察样本见表2。

表2 模型回归数据

序号	参数	Eng-1	Eng-2	Eng-3	Eng-4
1	$F_N$ /lb	24 003	25 038	40 000	76 000
2	$T_4$ /K	1 620.15	1 700.15	1 577.15	1 769.4
3	合1980财年/亿美元	12.03	9.23	10.50	16.45

$$y = \begin{bmatrix} 12.03 \\ 9.23 \\ 10.50 \\ 16.45 \end{bmatrix}, X = \begin{bmatrix} 124\ 003 & 1\ 620.15 \\ 125\ 038 & 1\ 700.15 \\ 140\ 000 & 1\ 577.15 \\ 176\ 000 & 1\ 769.40 \end{bmatrix}$$

$$\hat{\beta} = (X^T X)^{-1} X^T y = \begin{bmatrix} 137.086\ 1 \\ 0.010\ 5 \\ 0.380\ 8 \end{bmatrix}$$

根据高斯—马尔科夫定理,最小二乘解  $\hat{\beta}$  是  $\beta$  的最小方差无偏估计。因此,研制成本的回归方程:

$$C = 137.086\ 1 + 0.010\ 5 * F_N + 0.380\ 8 * T_4$$

### 2.3 模型检验<sup>[2]</sup>

回归显著性检验可检验并确定相应变量  $y$  与回归变量  $x$  之间是否存在线性关系,也是对模型适用

性的整体检验。其假设为:

$$H_0: \beta = \beta_1 = \beta_2 = \dots = \beta_k = 0$$

$$H_1: \beta_i \neq 0 \text{ (至少存在一个 } j \text{)}$$

拒绝零假设表征回归变量  $x$  中,至少有一个对模型显著性有贡献。

总平方和  $SST$  分解为回归平方和  $SSR$  和残差平方和  $SSE$ 。

$$SST = \sum_{i=1}^n y_i^2 - \frac{(\sum_{i=1}^n y_i)^2}{n} = 29.7$$

$$SSR = \hat{\beta} X^T y - \frac{(\sum_{i=1}^n y_i)^2}{n} = 23.0$$

$$R^2 = \frac{SSR}{SST} = 0.774$$

因此,采用线性回归方法建立的研制成本参数法估算模型为:

$$C = 137.0861 + 0.0105 * F_N + 0.3808 * T_4$$

$$R^2 = \frac{SSR}{SST} = 0.774$$

## 2.4 计算结果修正

由于模型中采用的数据样本是 1980 年的美元数据,因此计算结果不能直接应用,需进行时间和币种的修正。考虑美国物价上涨、通货膨胀等因素对费用的影响。本报告应用美国劳工部官方网站上颁布的航空发动机产品价格指数 (PPI) 和人力成本指数 (ECI), 将 1980 财年币值换算到某年 (n) 币值:

$$C_n = C * (0.15 + 0.35 * \frac{PPI_n}{PPI_{1980}} + 0.5 * \frac{ECI_n}{ECI_{1980}})$$

币种的修正通常采用国家统计局每年公布的购买力平价指数 (Purchasing Power Parity, 简称 PPP) 进行调整,即乘以某年的 PPP 即可换算到对应年份的人民币价格。

## 3 结论

(1) 本文通过对发动机主要循环参数及其关系进行分析,确定了采用线性回归方法建立研制成本估算模型的参数变量;

(2) 本文利用现役几型大涵道比涡扇发动机数据进行回归分析,形成了大涵道比涡扇发动机研制成本参数法估算模型;

(3) 本文形成的民用航空发动机研制成本估算参数模型可用于早期论证时估算研制成本以支持发动机方案选择。

## 参考文献:

- [1] YOUNOSSEI O, ARENA M V, MOORE R M, et al. Military Jet Engine Acquisition: Technology Basics and Cost-Estimating Methodology: MR-1596-AF [R]. Santa Monica, Calif.: RAND, 2002.
- [2] 道格拉斯 C. 蒙哥马利, 伊丽莎白 A. 派克, G. 杰弗里·瓦伊宁, 等. 线性回归分析导论 [M]. 王辰勇, 译. 北京: 机械工业出版社, 2016.
- [3] ISOKOWITZ S J. NASA Cost Estimating Handbook [R]. Washington, D. C.: NASA HQ, 2002.
- [4] 张宝诚, 刘孝安. 航空发动机可靠性和经济性 [M]. 北京: 航空工业出版社, 1998.
- [5] 许敏, 党铁红, 叶叶沛, 等. 中国市场直接运营成本 (DOC) 计算方法研究与应用 [J]. 民用飞机设计与研究, 2010(4): 45-50.
- [6] 李晓勇, 宋文滨. 民用飞机全寿命周期成本及经济性设计研究 [J]. 中国民航大学学报, 2012, 30(2): 48-55.
- [7] PASCOVICI D S, COLMENARES QUINTERO R F, OGAJI S, et al. An Economic and Risk Analysis Model for Aircrafts and Engines [C]. Montreal, Canada: ASME Turbo Expo, 2007.
- [8] SINGH R, OGAJI S, PASCOVICI D S. Thermo Economic and Risk Analysis for Advanced Long Range Aero Engines [R]. [S.l. : s. n. ], 2008.
- [9] 刘廷毅. 航空发动机研制全寿命管理研究及建议 [J]. 航空发动机, 2012, 38(1): 1-6.
- [10] 张海峰, 姜海燕, 王发丽. 基于参数法的我国航空飞机研制项目成本估算研究 [J]. 科技管理研究, 2014(21): 210-214.
- [11] 于芹章, 张福元, 艾克武, 等. 武器装备全寿命费用估算建模有关问题研究 [J]. 装备指挥技术学院学报, 2003, 13(4): 18-21.

## 作者简介

魏利军 男, 硕士, 高级工程师。主要研究方向: 民用航空发动机系统集成。E-mail: wlj830920@163.com

蒋平 男, 博士, 研究员级高级工程师。主要研究方向: 民用航空发动机客户服务。E-mail: jiangp@acaec.com.cn

## Study on cost estimation method of civil aeroengine development

WEI Lijun\* JIANG Ping

(AECC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd, 200241, China)

**Abstract:** Aiming at the need of cost control in the development of civil aeroengines, this paper studies the cost estimation method of civil aeroengine in order to estimate quickly the cost of civil aeroengine development when establishing model demonstration. In the study, combined with the engineering practice, the important overall parameter equations of the engine were established. The correlation between engine parameters was analyzed, and several key characteristic parameters for establishing the parameter model to estimate the development cost were identified. Several engines' development cost and key feature parameters were collected. A multivariate linear regression theory was used to establish a cost estimation parametric model, and regression significance test was performed on the model. Considering that the samples data used in this article are the cost data of civil aviation engine development from different foreign countries, the calculation results of this model require time correction and currency correction. The parameter model established in this paper is suitable for the rapid estimation of development cost in the early stage of development, and provides an important basis for project demonstration and cost control.

**Keywords:** civil aeroengine; cost estimation; cost control; parametric model

---

\* Corresponding author. E-mail: wlj830920@163.com