

文章编号: 1000-8055(2007)08-1309-06

基于 CAIV 的航空发动机性能与费用的综合 权衡模型框架

谭云涛, 郭 波

(国防科技大学 信息系统与管理学院, 长沙 410073)

摘 要: 运用“费用作为独立变量”方法,对航空发动机立项论证中的性能与费用的综合权衡与决策方法进行了研究.首先建立了航空发动机总拥有费用的参数估算模型,研究了发动机主要性能参数与其主要设计参数之间的关系并建立了性能模型.然后研究了如何确定设计参数的约束条件即“权衡空间”.最后将以上研究成果进行了综合,建立了发动机性能与总拥有费用的综合权衡模型框架,可用于发动机的设计参数与费用的决策.

关 键 词: 费用作为独立变量 (CAIV); 航空发动机; 性能; 费用; 权衡

中图分类号: F224. 5

文献标识码: A

Aircraft engine performance-cost tradeoff model framework based on CAIV

TAN Yun-tao, GUO Bo

(School of Information System and Management,

National University of Defence Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: A study on aircraft engine performance-cost tradeoffs and decision-making method was made in application of CAIV (Cost as an independent variable) method. An engine parametric-cost-estimating model was brought forward, and then an analysis was made on the relationship between performances and parameters, and an engine performance model was built. Thereafter, the research was focused on how to define the constraint of parameter alternatives. Finally, by integrating all above studies, an aircraft engine performance-cost tradeoff model framework was built to assist decision making of parameters targets and total ownership cost goal.

Key words: cost as an independent variable (CAIV); aircraft engine; performance; cost; tradeoff

费用作为为独立变量 (Cost As an Independent Variable, 以下简称 CAIV) 方法是 20 世纪 90 年代美国军方提出的一项武器装备采办费用管理技术.它的核心的思想是强调装备的经济可承受性,在设计时将费用放在与性能和进度同等重要的地位,将费用作为设计的输入而不是被动的输

出.

该方法强调必须在开发新型武器系统时,尽可能早的确定其性能参数和经济可承受性(费用目标)之间的平衡点,这样才能有效控制并降低装备的寿命周期费用.因此,CAIV 方法在美国的国防采办项目中常用于在各里程碑决策点之前进行

收稿日期: 2007-01-23; 修订日期: 2007-04-02

作者简介:谭云涛(1979-),男,新疆乌鲁木齐人,博士生,主要从事专业为项目管理.

费用与性能、进度等设计要素之间的权衡,将权衡的结果作为决策的依据. CAIV 方法目前在我国的国防采办中得到广泛应用并取得了明显的效果,事实证明它能够有效降低装备的总拥有费用^[1].

航空发动机是影响航空装备寿命周期费用的主要因素,同时它也是高技术、跨学科复杂的复杂系统,研究其性能与费用之间的权衡,对有效降低航空武器装备的寿命周期费用、提高研制水平都具有重要意义.因此,本文将运用 CAIV 方法,对航空发动机在立项论证初期的设计与决策过程进行研究,建立航空发动机性能与费用综合权衡模型.

1 CAIV 权衡的基本内容

性能是影响武器系统寿命周期费用的最主要因素,在 CAIV 出现之前,由于军方对武器系统的性能需求是刚性的,不能因费用而折衷,因此无法对装备的费用进行前期的控制,只能在确定指标之后再确定费用目标,这样就失去了控制费用的最佳时机.而 CAIV 方法认为,在满足经济可承受性和满足作战需求的前提下,性能和费用都是弹性的,因而可以进行折衷权衡,这样就能够对装备研制之前的决策过程中对费用、性能同时实施控制.

武器系统寿命周期费用的主要部分取决于早期阶段的科学决策.有统计表明,在立项论证阶段结束时做出的决策对寿命周期费用的影响程度达 70%.因此,CAIV 方法要求在采办过程的早期就进行武器系统的任务需求、费用和性能的权衡研究.根据美国国防部规定的 CAIV 样板(templates),CAIV 最为关键的要素就是通过权衡任务需求或系统的性能,以获取更低的目标^[2].

一般而言,CAIV 在进行权衡时,需要首先进行如下的准备工作

(1) 建立性能模型.有时也称绩效度量(Measure of Effectiveness)模型^[3].这个模型需要用系统设计参数来描述系统的能力,用公式可表示为

$$E = F(p_1, \dots, p_r) \quad (1)$$

式中 E 表示系统能力的度量值,可以是系统总体性能、作战效能、系统效能或单项效能等指标, $p_1, p_2, \dots, p_r$ 表示系统的 r 个设计参数(设计变量).当系统的能力体现为多个方面时,可分别建立各个方面的性能模型

$$E_i = F_i(p_{i1}, \dots, p_{ik_i}), i = 1, \dots, m \quad (2)$$

(2) 建立费用模型.该模型建立主要的设计变量与总拥有费用之间的关系.用公式可表示为

$$C = \Phi(p_1, p_2, \dots, p_r) \quad (3)$$

式中, C 为系统的总费用, $p_1, p_2, \dots, p_r$ 意义同上.

CAIV 在研究系统费用时常采用总拥有费用(Total Ownership Cost, TOC),它是系统研制、生产和使用与保障费用的总和,其范围要比寿命周期费用小一些,但能够突出反映系统设计中的“可变成本”.

(3) 建立权衡空间.权衡空间是 CAIV 所特有的一个概念,它用于限定各设计变量(也包括费用目标)的取值范围. CAIV 认为满足用户的需求、不超过现有技术水平限制的技术性能指标,都是设计的可行集.例如,例如某参数 p_i ,设其能够满足用户需求的最低值为 p_i^L ,并且在目前的技术水平下所能达到的最高的值为 p_i^U ,则该指标在模型中的取值范围就是 $p_i^L \leq p_i \leq p_i^U$.当然,对于某些指标,较小的值反而优于较大的值,所以要反过来,即 $p_i^U \leq p_i \leq p_i^L$.这样的取值范围综合起来,就形成了系统的“权衡空间”.由此可见,“权衡空间”就是各设计参数目标值与门限值之间的设计可行集,但是它还需要考虑一些其他的设计约束条件.

将性能模型和费用模型联立起来,以“权衡空间”作为约束条件,就可以作为条件极值问题进行权衡优化.按照权衡优化目标的不同,可以建立如下两种权衡优化模型:

模型 I:在满足费用约束的条件下,使性能达到最高;

模型 II:在性能满足最低需求的前提下,使费用目标达到最小.

在系统开发的过程中,CAIV 方法对性能与费用的权衡是逐层次反复进行的,其权衡内容也随着研制工作的不断深入而越来越详细和具体.而本文主要研究的是在立项论证阶段对航空发动机的顶层设计权衡.对于航空发动机,给出其全寿命期的费用约束是比较困难的,因而在本文中主要基于模型 I 进行研究.

2 航空发动机的总拥有费用分析

在研究航空发动机的总拥有费用时,主要采用参数估算法来进行总拥有费用的估算.参数估算法在武器装备型号项目的立项论证和初步设计

阶段都是优先采用的估算方法。

2.1 TOA 模型

美国兰德公司在分析了历史上的多种航空发动机相关数据的基础上,提出了航空发动机的寿命期成本分析模型,为进行军用发动机的系统决策提供了技术支持。这种方法推导出了一种评估航空发动机寿命期效益和成本的方法,用以预测新发动机整个寿命期的成本,这样就使得设计人员能够在项目初期就能够进行相关的分析。

该模型首先用一个完成时间 (Time of Accomplishment, TOA) 模型来度量航空发动机的技术先进性。它主要研究新研发发动机的技术水平与技术工艺的趋势之间的差距,以判定发动机是否符合技术发展的需要。兰德公司在研究了美国 29 种涡喷、涡扇发动机的数据建立如下的完成时间模型^[4]

$$T_{A29} = 46.918 + 8.728 \cdot F_w + 0.046 \cdot T_3^* - 31.264 \cdot SFC \quad (4)$$

式中 T_{A29} 表示以 1942 年第三季度为原点计算所得的季度数。

这个方程包括三个在涡轮发动机研制中的最显著特征,即推重比 (F_w)、涡轮进口温度 (T_3^*) 和耗油率 (SFC)。实际常用 ΔT_{A29} 来表示预测的研制完成时间与实际的研制完成时间之差,这个差值就反映出涡轮发动机的技术先进性。如果 ΔT_{A29} 为正数,则表示这种发动机领先于技术水平“提早”出现了,是先进发动机;如果为负则表明这种发动机是研制工作拖延了,是保守的发动机。

过于先进和过于保守的发动机都会影响到发动机的研制和列装,同时也可能对费用的估算带来无法预期的影响。因此在决策时就需要将 ΔT_{A29} 限定在一定范围内,在这个范围进行性能、进度和成本的权衡折衷才是有效的。

2.2 发动机寿命期各阶段的成本估算模型

兰德公司研究建立了发动机寿命期各阶段的成本模型,将各主要费用项目描述为航空发动机总体性能的函数,然后根据历史数据进行多元回归分析,从而得到了一些费用项目的估算表达式。这些费用项目主要包括^[5]

- (1) 发动机通过样机验证试验之前的研制成本模型;
- (2) 总研制成本模型;
- (3) 产量成本模型;
- (4) 发动机部件改进计划成本模型;

(5) 维修站维修总成本模型;

(6) 基地维修成本模型;

(7) 备份发动机成本。备份发动机台数一般为安装台数的 25%~50%;

(8) 其他费用如运输、地面支援设备、管理、训练、设施等成本,不超过寿命期总成本的 5%。

以上的模型主要依据美国军用发动机的历史情况进行分析。在文献[4]中则根据我国航空发动机的研制、生产、使用等实际情况,将航空发动机的寿命期费用分为研制费用、采购费用和使用保障费用(包含修理厂、外场维修费用,备份发动机费用,燃油消耗费用和其他费用等)。综合国内外的这两种估算模型,本文提出一种新的估算模型。

该估算模型主要涉及的性能参数包括:发动机最大推力 (F)、发动机推重比 (F_w)、技术先进性度量值 (ΔT_{A29})、涡轮前端进口总温 (T_3^*)、耗油率 (SFC)、最大飞行速度 (Ma , 以马赫数表示)、平均翻修间隔时间 (T_{AB})、最大翻修间隔时间 (T_{MB})、发动机使用时间间隔 (T_O)、发动机安装台数 (M) 和发动机研制时间 (T_{DEV}) 等。其中, Ma , T_{AB} , T_{MB} , T_O , M 是用户对发动机的采办需求,可按照用户要求来取值,而其他参数将作为设计变量。各费用项目的估算模型如下(各式中的 $a_i \sim f_i$ 为通过历史数据回归分析得到的系数):

(1) 发动机设计定型之前的研制费用估算模型

$$\ln C_1 = a_1 + b_1 \ln F + c_1 \ln Ma + d_1 \ln T_3^* + e_1 \ln T_{DEV} + f_1 M \quad (5)$$

(2) 发动机部件改进计划费用模型:

$$\ln C_2 = a_2 + b_2 \ln F + c_2 \Delta T_{A29} + d_2 T_O \quad (6)$$

以上两个成本项目需要均摊到每一台安装到飞机的发动机上。

(3) 累计生产到第 M 台的单台平均生产成本模型,在考虑熟练曲线的影响情况下:

$$\ln \bar{C}_3 = a_3 + b_3 \ln F + c_3 \ln T_3^* + d_3 \ln Ma + e_3 \ln M \quad (7)$$

在这里还需要考虑使用保障过程中的备用发动机的成本。前面已经提到备份发动机的数量大概相当于安装台数的 25%~50%。在这里假设这个比例为 k ,若设安装用的发动机数量为 M ,则总共需要生产发动机 $(1+k)M$ 台。而备用发动机的成本应当均摊到安装的发动机成本之中。因此,根据公式(7),均摊到每一台装用发动机的生产成本可由下式求出:

$$\bar{C}_3' = a_3 \cdot F^{b_3} \cdot T_3^{c_3} \cdot Ma^{d_3} \cdot [(1+k)M]^{e_3} \cdot (1+k) \quad (8)$$

(4) 修理工厂费用

$$\ln C_4 = a_4 + b_4 \ln F + c_4 \ln \dot{C}_3' + d_4 \ln T_{AB} + e_4 T_0 \quad (9)$$

(5) 外场费用

$$\ln C_5 = a_5 + b_5 \ln F + c_5 \ln \dot{C}_3' + d_5 \ln T_{MB} + e_5 T_0 \quad (10)$$

(6) 燃油消耗费用

$$C_6 = a_6 + b_6 F + c_6 SFC + d_6 F_W + e_6 R \quad (11)$$

式中 R 为飞机的总航程,可根据以往航空发动机的飞行情况确定取值。

(7) 其他费用占总费用约为 5%,将前面的各费用项目相加后乘以 5%即可求出。

以上各式中的参数都需要通过历史数据的回归分析得到。所以,单台航空发动机的总拥有费用可表示为上面各项费用之和

$$C = (1 + 5\%) \left(\frac{C_1 + C_2}{M} + \dot{C}_3' + C_4 + C_5 + C_6 \right) \quad (12)$$

由前面的分析过程可知,它是 F, F_W, T_3^* 等各项参数的函数。因此也可以表示为:

$$C = f(F, F_W, T_3^*, SFC, \Delta T_{A29}, Ma, M, T_{DEV}, T_{AB}, T_{MB}, T_0) \quad (13)$$

3 航空发动机的性能模型

航空发动机的总体性能主要通过发动机最大推力、发动机推重比、涡轮前端进口温度、耗油率等指标来体现,这些指标在费用估算模型中都是主要的估算参数。然而航空发动机的总体性能并不能反映发动机的设计特性,因此必须研究总体性能与各主要部件的设计参数之间的关系,通过对各设计参数的权衡来优化整个发动机的设计。

建立性能模型,一方面是建立发动机的性能参数与设计参数之间的关系函数,另一方面也是确定应该有哪些设计参数将参与权衡。下面以混合排气不加力的涡轮风扇发动机为例,建立航空发动机性能模型,并选择航空发动机的主要设计参数。令发动机喷管出口气流速度为 v_9 ,气体在出口处完全膨胀,因此发动机在地面静止状态时

$$F = m_0 v_9 \quad (14)$$

$$SFC = \frac{3600f}{v_9} \quad (15)$$

式中 f 为油气比。而根据文献[6],发动机质量与其最大推力之间也存在一定的估算关系,将原文中的英制单位换算为公制单位可得

$$W = 0.5673 F^{0.8841} \quad (16)$$

从而发动机的推重比可由下式进行估算

$$F_W = \frac{F}{W} = 1.7627 F^{0.1159} \quad (17)$$

因此,发动机的主要性能将主要取决于喷管出口处的气流速度 v_9 。

根据文献[7]可知,假设气流在尾喷管出口处完全膨胀,则出口气流速度为(以下公式中各符号意义可参考文献原文)

$$v_9 = \sqrt{2 c_p' T_9^* \left[1 - \left(\frac{p_9}{p_9^*} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (18)$$

其中

$$T_9^* = \frac{\alpha_p T_{2\Pi}^* + c_p' T_4^*}{\alpha_p + c_p'} \quad (19)$$

$$T_{2\Pi}^* = T_0^* \cdot \left(1 + \frac{\pi^* \gamma}{\eta^*} - 1 \right) \quad (20)$$

c_p, c_p' 分别为外涵与内涵气流的比定压热容, γ 和 γ' 分别为空气和燃气的比热容比,均为常数。 α 为涵道比, π^*, η^* 为风扇的压缩比和效率。

$$T_4^* = T_3^* \cdot \left[1 - \left(1 - \pi_{tH}^* \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \eta_{tH}^* \left[1 - \left(1 - \pi_{tL}^* \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \eta_{tL}^* \quad (21)$$

π_{tH}^* 和 η_{tH}^* 分别为高压涡轮、低压涡轮的落压比和效率。

而另一方面

$$p_9^* = \alpha_m \cdot \frac{p_4^* \cdot \alpha + \alpha_{p2\Pi} \cdot \sigma_{II}}{1 + \alpha} \cdot \alpha \quad (22)$$

$$p_4^* = \frac{p_1^* \cdot \pi_{tH}^* \cdot \alpha}{\pi_{tH}^* \cdot \pi_{tL}^*} \quad (23)$$

$$p_{2\Pi}^* = p_1^* \cdot \pi^* \quad (24)$$

式中(22)~(24) $\alpha, \sigma_I, \sigma_{II}, \alpha_m, \alpha$ 分别为燃烧室、内涵、外涵、混合器、尾喷管的总压恢复系数, π^* 为涡轮风扇发动机的总增压比。

各部件的总压恢复系数 σ 和效率 η 可由各部件的特性曲线来确定,可视为已知变量。因此,综合(14)~(24)各公式,可以认为 $m_0, \pi^*, \pi_{tH}^*, \pi_{tL}^*, \alpha, T_3^*$ 等参数将对航空发动机的总体性能产生最重要的影响,这些设计参数将作为变量参与权衡。

4 与设计决策相关的约束条件

根据 CAIV 的要求,在建立了性能模型和费用模型之后,还需要建立“权衡空间”。对于航空发动机而言,权衡空间就是明确各设计参数的约束条件。在航空发动机的论证过程中,主要通过下面几个方面对设计参数施加约束。

(1) 基本约束条件. 由于现有的技术水平所限, $m_0, \pi_k^*, \pi_k^*, \pi_{kH}^*, \pi_{kL}^*, \alpha, T_3^*$ 等设计参数都有相应的目标值和门限值, 它们构成了设计参数取值的上限和下限. 此外, 各部件材料强度和气动等方面的限制, 诸如发动机的压气机出口压力和温度, 高压转子和低压转子的转速, 混合器外涵进口气流的速度, 尾喷管喉部和出口的单位面积等工作参数也常会间接地影响到设计参数的取值, 因而在此也要专门进行研究.

(2) 发动机技术先进性 ΔT_{A29} 的约束. 对 ΔT_{A29} 变化范围进行限制, 以确定性能、费用和进度的折衷权衡范围. 可表示为

$$b \leq \Delta T_{A29} \leq a \quad (a \geq 0, b \leq 0) \quad (25)$$

或

$$|\Delta T_{A29}| \leq a \quad (25)$$

由前文可知, ΔT_{A29} 是一个与推重比、涡轮进口温度、耗油率等性能指标相关的变量, 因此它也将对设计参数取值产生约束. 此外, 由于它与发动机的研制时间相关, 所以也间接地对研制时间施加了约束.

(3) 用户可能对发动机的各项主要属性提出要求, 这些要求也将成为设计约束条件. 例如, 用户可能对发动机的最大推力、单位推力、耗油率、重量等方面进行限制, 即 $F \geq F_0, F_w \geq F_{w0}, SFC \leq SFC_0, W \leq W_0$ 等, 通过 (14) ~ (17) 式可转化为设计参数的约束.

另外, 用户也常对发动机外型尺寸提出限制. 例如对发动机的直径进行限制, 即 $D_{inlet} \leq D_0$. 根据文献[6], 发动机的空气流量与其风扇进口直径之间存在估算关系, 将其换算为公制单位可得(风

扇直径单位 cm, 空气流量单位为 kg/s)

$$D_{inlet} = 11.3195 m_0^{0.4545} \leq D_0 \quad (26)$$

这样就将发动机的尺寸限制转化为对发动机空气流量的限制.

(4) 发动机使用的环境条件、工作条件对各设计参数的约束. 前面所列出的最大推力、推重比、耗油率等参数都是在地面静止条件下进行计算, 而在实际的设计过程中还需要考虑飞机在飞行条件下进行工作时的情况, 在这种环境下各设计参数的取值将会与静止状态时有所不同. 发动机在飞行时有两种情况需要着重考虑, 即飞机进行巡航飞行时发动机的工作状态和飞机的速度达到最大时的工作状态. 在飞行状态下, 发动机的起动性能、加速性能等也需要进行分析. 在这里不作详细说明.

此外, 如果飞机系统已开始研制, 则还需要考虑飞机系统与推进系统的一体化设计, 本文中暂不考虑这种情况.

以上所列的四个方面的约束共同组成了航空发动机设计与决策的“权衡空间”. 该“权衡空间”将确保航空发动机的新型号在技术上可行, 且性能满足用户要求.

5 综合权衡模型框架

将前面的性能模型、费用模型综合起来, 以总拥有费用最小为优化目标, 并考虑“权衡空间”的约束, 就可以建立起航空发动机的性能与费用的综合权衡模型的框架. 该模型可以简单表示如公式 (27) 所示

$$\begin{cases} \min & C = f(F, F_w, T_3^*, SFC, \Delta T_{A29}, Ma, M, T_{DEV}, T_{AB}, T_{MB}, T_0) \\ \text{s. t.} & F \geq F_0; SFC \leq SFC_0; F_w \geq F_{w0}; T_3^* \geq T_0; D_{inlet} \leq D_0; \alpha \leq \alpha \leq \alpha \\ & \pi_{k1} \leq \pi_k^* \leq \pi_{k2}; \pi_{k1} \leq \pi_k^* \leq \pi_{k2}; \pi_{kH1} \leq \pi_{kH}^* \leq \pi_{kH2}; \pi_{kL1} \leq \pi_{kL}^* \leq \pi_{kL2} \\ & m_1 \leq m_0 \leq m_2; b \leq \Delta T_{A29} \leq a \end{cases} \quad (27)$$

式 (27) 中未列出发动机各部件在飞行条件下的约束条件.

在这个权衡模型中, 决策变量为 $P = [m_0, \pi_k^*, \pi_k^*, \pi_{kH}^*, \pi_{kL}^*, \alpha, T_3^*]^T$, 决策目标为发动机总拥有费用最小. 航空发动机的主要的总体性能参数如 $\Delta T_{A29}, F, SFC, F_w, D_{inlet}$ 等参数可根据 (4), (14) ~ (17), (26) 等公式由决策变量导出; 而 $Ma, M, T_{DEV}, T_{AB}, T_{MB}, T_0$ 等参数可根据用户的采办需求取值. 因此, (27) 式所示的综合权衡模型是一个条件极值问题, 为避免出现局部最优解的问题, 需要利用一些全局搜索的算法进行求解.

通过对综合权衡模型的求解, 可以求出使航空发动机的总拥有费用及寿命周期费用达到最低时的顶层性能指标方案, 这个方案即满足了用户的需求, 又在现有技术条件允许的范围之内. 因此, 通过该权衡模型求得的总拥有费用目标(决策目标)和相应的指标方案(最优决策变量)能够作为航空发动机立项论证决策的依据.

6 结论与研究展望

本文运用美国国防部提出的 CAIV 方法, 研究了在立项论证阶段, 对航空发动机的性能和费

用进行综合权衡的方法. 权衡的目的是在航空发动机的顶层性能参数和发动机的总拥有费用之间求得一个平衡点,使得发动机的设计既满足用户的需求,又能满足经济性要求. 论文根据国内外已有的费用估算模型,提出了一个航空发动机总拥有费用的参数估算模型;再根据航空发动机气动和热力学的计算方法,建立了性能模型. 将二者进行综合,同时考虑表示技术先进性的完成时间(TOA)和用户需求对发动机各主要设计参数(如 m_0 , π_k^* , π_k^* , π_H^* , π_L^* , α , T_3^* 等)的约束条件,建立了航空发动机性能与费用综合权衡的模型框架.

在我国的新型航空发动机研制的工程实践中,可运用该模型框架对航空发动机型号进行顶层的设计权衡,但是还需要解决两方面的问题. 一方面,在建立发动机费用模型时,需要收集现有型号的寿命周期费用数据并进行处理,再运用回归分析方法建立参数估算模型. 另一方面,目前所采用的完成时间模型是美国工程研制的经验模型,并没有考虑我国国情和国内外的技术差距. 因此,在未来的研究中,需要加强对历史数据的收集和整理,建立符合我国工程研制特点的费用模型和完成时间模型.

此外,在实际工作中发动机的 RMS 参数是影响总拥有费用的关键因素,但是本文所研究的综合权衡模型中, T_{AB} , T_{MB} 等 RMS 参数均作为用户的需求和已知的参数进行处理. 这是因为在立项论证过程中,对复杂系统的 RMS 特性进行分配和预计的时机还不成熟,只有在研制方案确定后,才能根据各部件的设计方案进行预计和分配. 届时通过 RMS 的分配与优化,可以进一步降低

发动机的总拥有费用,这也是一个性能与费用的权衡问题,可以按照 CAIV 的思想进行建模与决策,这就需要在以后的工作中继续进行研究.

参考文献:

- [1] Boudreau M. Using cost as an independent variable (CAIV) to reduce total ownership cost[R]. ADA444088, 2006.
- [2] Office of the Secretary of Defense, USA. Cost as an independent variable, CAIV templates-for official use only [S]. Washington D. C: Department of Defense, U. S. 2002.
- [3] Luman R. Quantitative decision support for upgrading complex systems of systems [D]. Washington D. C: The School of Engineering and Applied Science of the George Washington University, 1997.
- [4] 李屹晖. 航空发动机全寿命费用分析研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 2000.
LI Yihui. A research on LCC analysis of aircraft engine [D]. Beijing:Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2000. (in Chinese)
- [5] 张宝诚,刘孝安. 航空发动机可靠性和经济性[M]. 北京:国防工业出版社, 1998:303-312.
ZHANG Baocheng, LIU Xiaonan. The reliability and economics of aircraft engine [M]. Beijing: The National Defense Industry Press, 1998: 303-312. (in Chinese)
- [6] Cartagena M A, Rosario J E, Mavris D N. A method for technology identification, evaluation, and selection of aircraft propulsion systems [C] //36th AIAA/ ASME/ SAE/ ASEE Joint Propulsion Conference, Huntsville, AL: [n. s.], 2000.
- [7] 尚义. 航空燃气涡轮发动机[M]. 北京:航空工业出版社, 1995:155-169.
SHANG Yi. Aviation gas turbine Engines [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1995: 155-169. (in Chinese)