

基于重量的直升机目标成本估算方法研究

Helicopter Cost Estimating Based on the Empty Weight

张海涛 / 中国航空工业发展研究中心

摘要: 利用美国20余种直升机型号的技术成本数据,采用偏最小二乘法建立了基于空机重量的直升机部件/系统级单机成本估算模型。使用相关修正系数后,经验证该模型可以用于国内直升机部件/系统级单机成本的快速估算。

Abstract: This paper uses more than 20 kinds of US helicopters technology-cost data and partial least squares method, to establish the helicopter component/system level cost estimation model based on the empty weights. By using correction factors, it can be used to estimate helicopter component/system level stand-alone cost quickly.

关键词: 直升机; 空机重量; 单机成本

Keywords: helicopter; empty weight; cost

0 引言

2011年国家发改委、财政部和总装备部联合下发了《关于进一步推进军品价格工作改革的指导意见》,标志着我军装备价格改革工作正式拉开序幕,其重点是目标价格论证、过程成本监控、激励约束定价和竞争性采购试点等一系列循序渐进的工作,实现从“事后定价”到“事前测评”、“事中监控”的装备价格工作新模式。实现这种新模式,有很多途径,也有很多方法。从国外武器装备采办改革的经验来看,“事前定价”即目标价格的估算和论证是采办改革的重要工作,也是整个改革流程中的首要问题。

估算型号目标价格的方法,包括类比法、专家法、工程法和参数模型法。从武器装备全寿命周期阶段来看,“事前定价”一般发生在项目立项论证阶段或研制初期,而此时关于型号的技术战术参数还未完全明确或只有少数的指标。根据国内外经验,这个阶段对目标价格的估算一般采用参数模型法。美国政府

和美国军方也比较看中参数法,美国国防部在备忘录中明确要求,凡是提交给防务系统采购审查委员会的所有费用都应采用参数法进行估算。例如,美军在对现代作战飞机的成本进行参数法估算时,将其成本估算关系式(CER)抽象为

生产成本 = f (重量、速度、产量)。

国内外已有的估算作战飞机的模型很多,但研究对象大多集中在固定翼飞机,包括战斗机、轰炸机和运输机等,专门针对直升机的估算模型很少,而且大多数的模型只是对飞机整机的生产成本进行估算建模,并没有细分至部件/系统级,不能完全满足现实情况,因此,需要开发一种部件/系统级的估算方法。本文以美国直升机为研究对象,首先对直升机的各部件/系统的重量进行分析,建立各系统重量估算模型;然后根据重量与费用的内在联系,建立基于重量的各部件/系统成本估算参数模型,进而估算直升机各系统/部件的成本。

1 建模所用的样本点

本研究收集到美国70余种军用与民用直升机的重量与成本数据,涵盖陆、海、空三军的典型直升机型号,包括大、中、小三种重量等级,也包括了试验型飞机、原型机和批产飞机。所用的重量数据主要来自简氏飞机年鉴和DMS市场研究报告。所有数据都经过多方面的查证核实,确认无误后才被录用,确保了原始数据的准确可靠。从这70余种直升机型号中,筛选出26个型号进行重量与成本的估算模型建模研究,如表1所示。

2 直升机部件/系统的划分及重量估算

直升机的单机生产成本与重量的关系最为密切。在型号的概念设计阶段可能无法得到全面的部件/系统级的重量指标,因此,本研究建立了一种基于直升机几何分解结构的重量估算模型。首先将直升机划分为机翼(如果有)、主旋翼(主桨)、尾翼(包括尾桨和尾翼

表1 建模样本点

序号	型号	制造商	任务类型	用户	空重(kg)	设计毛重(kg)	起飞毛重(kg)
1	269A	休斯	原型机		447	726	718
2	OH-6A	休斯	轻型监视	美国陆军	545	1089	1089
3	TH-57A	贝尔	监视、侦察、火力支援、通用、训练	美国海军	696	1315	1159
4	OH-58A	贝尔	轻型监视	美国陆军	701	1361	1361
5	OH-236	希勒	原型机		864	1270	1188
6	OH-13S	贝尔	侦察	美国陆军	874	1293	1293
7	BO105	波音	要员运输	商用	1062	2100	2072
8	286	洛克希德	原型机		1352	2132	2132
9	H-52A	西科斯基	原型机	美国陆军/空军	2533	3402	3769
10	UH-19D	西科斯基	部队运输/医疗救护	美国海军	2645	3221	3266
11	UH-2B	卡曼			2680	3347	3793
12	AH-16C	贝尔	原型机	美国海军	3136	4536	—
13	UH-2D	卡曼	通用	美国海军陆战队/陆军	3462	4621	—
14	CH-34A	西科斯基	反潜艇/通用型	美国空军	3539	5383	5805
15	CH-21C	波音	运输	美国陆军	4154	6033	6033
16	YUH-63	贝尔	攻击型	美国陆军	4413	7097	6783
17	YUH-61A	波音	通用战术运输飞机系统(UTTAS)	美国海军	4457	6946	6852
18	SH-3A	西科斯基	反潜艇	私人企业	5198	8194	8192
19	S-67	西科斯基	高速攻击型		5331	7847	8886
20	AH-56A	洛克希德	原型机	美国海军/海军陆战队	5478	8301	8285
21	CH-46F	波音	货物运输	美国陆军/空军	6039	9435	9201
22	CH-54A	西科斯基	重型起重型	美国陆军	8705	17237	17569
23	CH-37A	西科斯基	原型机		9634	13763	14062
24	YH-16A	波音	原型机		10276	15422	15423
25	CH-53A	西科斯基		美国海军	10477	15196	16206
26	347	波音	原型机		11248	19278	19278

注:毛重指的是飞机空机重量与有效负载(油箱)之和。

结构)、机身、着陆装置、短舱、推进系统(包括发动机、传动装置和燃油系统)、飞行控制系统、辅助动力装置、仪器仪表设备、液压系统、电气系统、航电系统(包括自动驾驶仪)、设备/装饰系统、空调系统、防冰系统和操纵系统等17个部件/系统。根据此分类级别,系统收集了26个样本点的部件/系统级重量数据。

由“Aircraft design handbook”、“Rotorcraft design handbook”等手册可知,直升机部件/系统的重量与设计毛重、机身表面积、桨叶平面表面积、发动机功率、燃油重量、乘客与机组的数量、机体下沉速度、航程、发动机短舱表面积、尾翼表面积、机翼表面积等11个设

计参数有关。经回归分析,得到了26个样本点中这11个设计参数对重量的影响权重,如表2所示。

利用26个样本点直升机的17个部

表2 直升机样本点设计参数对重量的影响权重

设计或性能指标	对空机重量的影响权重, %
设计毛重	29.1
机身表面积	26.4
桨叶平面表面积	18.4
发动机功率	13.6
燃油重量	3.0
乘客与机组的数量	2.2
机体下沉速度	1.8
航程	1.8
发动机短舱表面积	1.7
尾翼表面积	1.1
机翼表面积	0.9

件/系统的重量分配数据以及相应的设计毛重、机身表面积等11个设计参数的数值,经回归计算建立了直升机初始设计阶段的重量估算模型,并给出了美国直升机各部件/系统的重量分配比例,如表3所示。

其中, S_w 、 W_g 、 S_{p1} 、 S_{p2} 、 K_t 、 S_b 、 S_n 、 HP_e 、 G 、 R 、 N_p 、 N_c 分别为机翼表面积(ft^2)、设计毛重(lb)、桨叶表面积(ft^2)、尾翼表面积(ft^2)、尾翼结构系数、机身表面积(ft^2)、短舱表面积(ft^2)、发动机功率(马力)、油箱数量、航程(海里)、成员数量和机组数量。

为检验重量估算模型的精度,选取UH-1H、YUH-60A和CH-47A三种不

表3 直升机部件/系统重量估算模型

序号	系统名称	估算方程	拟和优度 r^2	占系统总重量的比例
1	机翼	$W_1=K_1+K_2S_w+K_3W_g$	0.9385	小于1%
2	主旋翼(主桨)	$W_2=K_4+K_5S_{P1}$	0.9774	17%
3	尾翼			1%
3.1	尾桨	$W_{3A}=K_6+K_7W_g$	0.918	
3.2	尾翼结构(平尾+垂尾)	$W_{3B}=K_8+K_9S_{P1}+K_{10}$	0.9178	
4	机身	$W_4=K_{10}+K_{11}S_b$	0.9684	21%
5	着陆装置	$W_5=K_{12}+K_{13}W_g$	0.9347	5%
6	短舱	$W_6=K_{14}+K_{15}S_n$	0.905	1%
7	推进系统			31%
7.1	发动机	$W_{7A}=K_{16}+K_{17}HP_e$	0.9176	
7.2	传动装置	$W_{7B}=K_{18}+K_{19}W_g$	0.9657	
7.3	燃油系统	$W_{7C}=K_{20}+K_{21}G$	0.7732	
8	飞行控制系统	$W_8=K_{22}+K_{23}W_g$	0.9475	6%
9	辅助动力装置	$W_9=157$	—	小于1%
10	仪器仪表设备	$W_{10}=K_{24}+K_{25}HP_e$	0.7507	2%
11	液压系统	$W_{11}=K_{26}+K_{27}W_g$	0.6574	小于1%
12	电气系统	$W_{12}=K_{28}+K_{29}S_b$		4%
13	航电系统	$W_{13}=K_{30}+K_{31}W_g+K_{32}R$		4%
14	设备/装饰系统	$W_{14}=K_{33}+K_{33}S_b+K_{34}(N_p+N_e)$	0.9034	4%
15	空调系统	$W_{15+16}=K_{35}+K_{36}S_b$	0.8172	1%
16	防冰系统			小于1%
17	操纵系统	$W_{17}=K_{37}+K_{38}S_b+K_{39}(N_p+N_e)$	0.7704	小于1%

注:各变量单位均为英制单位, k_n 为常数

表4 UH-1H重量估算结果

序号	系统名称	估算的重量(lb)	真实的重量(lb)	误差(%)
1	机翼	—	—	—
2	主旋翼(主桨)	741	742	-0.3
3	尾翼	106	84	+26.2
3.1	尾桨			
3.2	尾翼结构(平尾+垂尾)			
4	机身	1206	1035	+16.5
5	着陆装置	134	121	+10.7
6	短舱	134	114	+17.5
7	推进系统	1332	1632	-18.4
7.1	发动机			
7.2	传动装置			
7.3	燃油系统			
8	飞行控制系统	282	357	-21
9	辅助动力装置	—	—	—
10	仪器仪表设备	80	59	+35.6
11	液压系统	45	33	+36.4
12	电气系统	—	—	—
13	航电系统	286	360	-20.6
14	设备/装饰系统	214	246	-13
15	空调系统	368	408	-9.8
16	防冰系统	74	44	+68.2
17	操纵系统			
合计		5002	5235	-4.4

同重量级别的直升机作为算例,估算它们的系统重量。对UH-1H直升机重量的估算结果如表4所示,误差为-4.4%,

对YUH-60A直升机重量的估算误差为-0.6%,对CH-47A直升机重量的估算误差为2.9%。总的来说,该模型的重

量估算关系的误差在5%以内,达到了较高的精度。部分小部件/系统的误差较大,甚至达到了80%,是这些系统与重量估算关系式的相关性较低所致。大部件/系统(如主旋翼、推进系统、机身等)的重量估算关系式的相关性较高,所以误差普遍较小。

3 直升机部件/系统的成本估算

直升机的单机成本是重量和产量(Q)的函数。成本估算基于每一个部件/系统各自的重量和直升机整机的批产数量。成本项目共18项,包括上述17个分部件/系统的成本以及系统部装和总装成本。

单机成本受到币值和熟练曲线的影响。在使用相同的材料、基建投资和人工以及产量相同的情况下,汇率币值对单机成本产生正方向的作用,熟练曲线产生负方向的作用,即汇率使成本增加,熟练曲线使成本降低。因此,在进行单机成本估算时,需事先规定币值和产量。本样本点的成本值为1977年美元币值,若想得到其他年份的成本,可使用美国劳工部公布的物价浮动指数求得。经回归分析,得到的成本估算方程如表5所示。

在引用该模型进行成本估算分析之前,有必要对模型的估算准确度进行综合分析和校准。校准的思路是选择建模样本之外的典型直升机型号,对其成本进行估算,估算值与实际成本进行对比分析,得到模型估算的误差范围。本研究选择UH-1H、YUH-60A、CH-47A三种直升机,模型估算结果和实际成本的对比如表6所示。

采用该模型对不同空机重量的直升机的单机成本进行估算,估算结果偏差从0.95~1.75,误差均值为1.51。总的来讲,模型估算结果比实际成本低,随着空机重量的增加,估算误差略有增加。因此,该模型的客观误差修正系数取1.5。

表5 直升机部件/系统成本估算关系式

序号	成本项目	估算方程
1	机翼	$C_1 = K_1 W_1^{0.848} Q^{-0.286}$
2	主旋翼(主桨)	$C_2 = K_2 + K_3 W_2 Q^{-0.074}$
3	尾翼	
3.1	尾桨	$C_{3A} = K_4 W_{3A} Q^{-0.074}$
3.2	尾翼结构(平尾+垂尾)	$C_{3B} = K_5 W_{3B}^{0.848} Q^{-0.286}$
4	机身	$C_4 = K_6 W_4^{0.848} Q^{-0.286}$
5	着陆装置	$C_5 = K_7 W_5^{0.848} Q^{-0.2176}$
6	短舱	$C_6 = K_8 W_6^{0.848} Q^{-0.286}$
7	推进系统	
7.1	发动机	$C_{7A} = K_9 + K_{10} W_{7A} Q^{-0.2345}$
7.2	传动装置	$C_{7B} = K_{11} + K_{12} W_{7B} Q^{-0.074} (W_{7B} \leq 700 \text{磅})$ $C_{7B} = K_{13} + K_{14} W_{7B} Q^{-0.074} (W_{7B} \geq 1800 \text{磅})$ $C_{7B} = K_{15} + K_{16} W_{7B} Q^{-0.074}$ (其他)
7.3	燃油系统	$C_{7C} = K_{17} W_{7C} Q^{-0.0896}$
8	飞行控制系统	$C_8 = K_{18} W_8 Q^{-0.0896}$
9	辅助动力装置	$C_9 = K_{19} W_9 Q^{-0.0896}$
10	仪器仪表设备	$C_{10} = K_{20} W_{10} Q^{-0.0896}$
11	液压系统	$C_{11} = K_{21} W_{11} Q^{-0.0896}$
12	电气系统	$C_{12} = K_{22} W_{12} Q^{-0.0896}$
13	航电系统	$C_{13} = K_{23} + K_{24} W_{14} Q^{-0.0896}$
14	设备/装饰系统	$C_{14} = K_{25} W_{14} Q^{-0.0896}$
15	空调系统	$C_{15} = K_{26} W_{15} Q^{-0.0896}$
16	防冰系统	$C_{16} = K_{27} W_{16} Q^{-0.0896}$
17	操纵系统	$C_{17} = W_{16} / W_4 * C_4$
18	部装及总装成本	$C_{18} = K_{28} (\sum_{i=1}^n C_i - \sum_j C_j) Q^{-0.3095}$ (单旋翼直升机) $C_{18} = K_{29} (\sum_{i=1}^n C_i - \sum_j C_j) Q^{-0.3095}$ (纵列式双旋翼直升机) (J=5A,7C,10,14)

表6 估算结果和实际成本对比表

序号	型号	空机重量 (磅)	估算结果 (1977年万美元)	实际成本 (1977年万美元)	实际成本/估算结果
1	UH-1H	5235	129.86	225.35	-1.74
2	YUH-60A	10222	234.85	370.00	-1.58
3	CH-47A	17752	361.59	512.68	-1.42
均值					-1.51

在采用该参数模型进行目标机型的单机成本估算时,应考虑到模型的误差范围,对估算结果进行适当修正。

4 模型的适用性研究

本研究所论述的模型的估算结果为1977财年美元币值条件下的单机成本,随着时间的推移和技术的进步,直升机的成本已大幅上涨。直升机成本上涨的因素主要有两点,一是通货膨胀造成的货币购买力下降而导致的成本上涨,另一方面是直升机技术进步、性能迅速提升而驱使成本上涨。

通过对采购周期足够长的国内外

直升机型号的单机成本进行分析,发现物价指数和技术进步在单机成本的变化中起到了重要的影响作用。

因此,在使用国外估算模型对我国直升机型号的成本进行估算时,需要考虑物价因子、技术因子和估算模型本身的客观误差修正系数等因素,同时,还要使用中美航空制造业价格指数对估算结果进行修正。

为验证该模型在估算国产直升机成本工作中的适用性,选取国产三个吨位级别的典型直升机型号作为算例,输入各部件/系统的重量值,得到成本估算值,并使用美国物价上涨指数、技术

因子、模型本身的误差及中美航空制造业价格指数对估算结果进行修正,得到三型直升机的估算误差分别为3.94%,2.13%和7.86%。平均误差在5%以内,具有较高的精确度。因此,进行修正后,该模型在一定条件下可以应用于国内直升机型号的单机成本估算。

5 结束语

直升机型号的费用估算是一项介于技术、经济、政治之间的边缘科学,是一项复杂的系统工程。在国产直升机型号的立项论证工作中,全寿命周期费用的估算已经成为了必要环节。随着经济可承受性思想的逐渐深入,单机成本越来越成为用户关心的问题。

本文简要介绍了直升机单机成本参数化估算方法的概念,并以美国直升机为研究对象,建立了各部件/系统的重量估算模型和成本估算模型。经验证,该模型的估算精确度较高,目前,该模型已经应用于国产某型直升机的单机成本估算工作,取得了较好的初步结果。‘AST

参考文献

- [1] Beltramo, Michael. Parametric Study of Transport Aircraft Systems Cost and Weight, NASA CR 151970, 1977.
- [2] Brussell, Eugene R. Helicopter Cost Data Source Book, Science Applications, Inc., 1977.
- [3] Joseph J. Parametric cost estimation applied to composite helicopter airframes, NAVAL POSTGRADUATE SCHOOL, 1994.

作者简介

张海涛,工程师,主要从事军用飞机与无人机系统全寿命周期费用研究。