

# 直升机总体参数设计优化\*

彭名华,周临震

(南京航空航天大学 航空宇航学院,江苏 南京 210016)

**摘要:**分析了直升机总体参数设计优化的现状和发展方向,对直升机总体参数多目标设计优化进行了研究。建立直升机总体参数多目标设计优化数学模型,分析多目标优化求解方法,进行实际工程算例计算和分析,结果表明了多目标优化模型和求解方法的有效性。

**关键词:**直升机;参数设计;优化

中图分类号:V221

文献标识码:A

文章编号:1671-532X(2003)03-0004-05

随着直升机总体参数设计优化研究的发展,优化技术在直升机总体设计中被广泛应用。国内这些年对直升机总体参数设计优化技术的研究主要集中在直升机总体参数单目标设计优化方面<sup>[1]</sup>。建立单目标优化的数学模型,确定适合工程问题的模型求解的数学方法,同时对优化目标进行参数敏感性分析,并且进行实际工程算例的计算和分析,获得了较好的优化结果。直升机总体参数设计优化的数学模型主要包括设计变量、优化目标函数和约束条件。现在常用的直升机总体参数设计优化的设计变量主要有直升机的总重、有效载荷、旋翼实度、桨尖速度和桨盘载荷等。约束条件主要是对直升机飞行性能的要求。优化的目标函数则采用直升机的功能有效性准则,主要有重量效率、生产率和换算生产率等。由于直升机总体参数设计优化模型本质上是非线性的,因而模型的求解采用一般的非线性有约束优化求解方法,同时考虑到工程问题实际的应用也使用了一些近似的优化求解方法。优化模型求解方法现在有两方面的问题,其一是如何提高求解的效率,其二是如何获得全局最优解。

直升机总体单目标设计优化对所选择的目标可以获得最佳的设计方案,但由于直升机总体设计目标本质上是多样的,如不但有各种飞行性能(悬停性能、最大速度性能、巡航性能等)的要求,

同时还有重量效率、运输生产率、操纵性和稳定性、动力学特性等要求,而这些目标对直升机总体参数的要求往往不是一致的,更多是互相矛盾的,一种性能的上升往往导致另一种性能的下降,单目标设计优化只能使所选的目标达到最优,而可能造成其它的目标性能的下降,不能协调好多个目标之间的关系,从而达到总体设计的整体最优。直升机总体多目标设计优化可以通过建立多目标评价系统,利用多目标优化算法,协调好各目标之间的关系,从而获得一个按一定设计要求的整体上的最优的设计方案。

随着优化技术的发展和飞机分析设计能力的提高,一种新的设计优化方法——多学科设计优化(Multidisciplinary Design Optimization (MDO))开始受到广泛关注,国内外对此方法进行了大量研究,取得了一定的研究成果。多学科设计优化是指一个系统的设计往往不止涉及到一个学科的内容,而是涉及到多个学科,这些不同的学科对设计参数的要求不同,有时甚至互相矛盾,因而需要在设计时一并考虑这些学科的要求,进行综合的一致的设计优化,从而获得满足各个学科要求的最优设计方案。直升机总体参数设计优化是典型的多学科设计优化问题,它涉及到空气动力学、结构动力学、飞行力学等学科,而这些学科对直升机总体参数的要求往往互不相同,甚至相互矛盾,在通

\* 收稿日期 2003-06-27

作者简介:彭名华(1978-),男,湖北咸宁市人,南京航空航天大学在读博士研究生,主要研究方向:直升机总体设计,多学科设计优化。

常的总体设计中往往过多的考虑气动方面的要求而忽略了其它学科的要求,造成总体设计方案在以后的设计中出现很多问题。在工程实践中有很多这方面的教训,而多学科设计优化可以很好的解决这些问题,能够在直升机总体设计中有很好的应用。

## 1 直升机总体参数多目标设计优化数学建模和求解方法

多目标优化的数学模型表达式如下:

$$\min F(x) \quad F(x) = \{f_1(x), f_2(x), \dots, f_p(x)\}$$

$$S. T. \quad g_i(x) \leq 0 \quad i = 1, 2, 3, \dots, m \quad x \in R^n$$

其数学模型主要包括3部分内容:设计变量、约束条件、目标函数。

本文设计变量选择了起飞重量  $G$ , 桨盘载荷  $P$ , 桨尖速度  $\Omega R$ , 桨叶实度  $\sigma$  共4个总体参数。即:  $x = [G, P, \sigma, \Omega R]^T$

本文采用的约束条件是直升机的飞行性能要求,包括6个飞行性能:海平面最大平飞速度  $V_{YMAX}$ 、无地效静升限  $H_{OCEN}$ 、最大航程  $L_{max}$ 、最大航时  $T_{max}$ 、最大爬升率(斜爬)  $V_{y_{max}}$  和使用升限(动升限)  $H_D$ 。

对于目标函数的选择,考虑到本研究只优化直升机的运输性能,因而选取能够反映直升机运输性能的目标函数<sup>[2]</sup>。任何交通工具的运输性能总是由其运输效率和运输成本两部分组成,即希望在设计时采用有较高的运输效率和较低的运输成本的设计方案。对于直升机而言,运输效率可以用生产率来表示,运输成本可以用单位公里耗油率来表示。在发动机确定的情况下,运输效率和成本都反映在其巡航飞行性能中,因此,采用直升机的最大航程作为反映直升机运输性能的目标函数。对于飞行器而言,重量减轻程度相当重要,直升机的重量效率反映了直升机结构的完善程度,也在一定程度上反映了其运输性能,而且计算简单,工程上应用很广泛。直升机相对一般飞行器最大的特点在于能够垂直飞行和悬停,直升机的悬停升限反映了直升机的悬停性能,同时也在一定程度上反映了其运输性能。因此本文采用最大航程、重量效率和悬停升限3个指标作为反映直升机的运输性能的目标函数,对直升机的运输性能进行优化,得到具有最优运输性能的总体设计方案。

对于上面的直升机总体多目标设计优化模型

的求解,通常有两种思路:其一是根据多目标优化求解的数学理论,采用一定的数学方法求解出理论上的最优解,采用的方法有评价函数法、目标优化法和分层求解法等<sup>[3]</sup>。其二是工程上常用的综合评价方法,它是通过建立包含所有目标并反映一定设计要求的综合评价系统,形成单一的评价目标函数,把多目标优化模型转化为单目标优化模型,从而用成熟的单目标求解方法解决多目标优化问题。这种方法以多目标最优化求解理论中的标量化定理为依据,保证解的理论上的正确性,并且使用简单,优化的结果有明确的物理意义,工程的实际应用也表明这种方法的有效性。本文对于直升机总体参数多目标设计优化模型的求解采用这种方法,因而建立适合直升机总体设计的综合评价系统是直升机总体参数设计优化最重要的内容。

## 2 直升机综合评价系统

直升机作为一个运输工具和作战平台,其性能由一系列性能特性指标表示,如表示飞行性能和运输能力的平飞速度、航程、升限、有效载荷和生产率等,表示作战能力的杀伤力、生存力、隐蔽性等,表示维护性和可靠性的平均维修间隔时间、平均维护时间等。这些指标从不同角度反映了直升机的性能,因而要对一架直升机进行全面的综合评价就要综合以上各种特性指标,建立一个综合的评价系统。

国外有研究认为用费效比(Cost Effectiveness)作为武装直升机的综合评价系统<sup>[4]</sup>。费效比是指直升机完成特定任务的效能与费用之比。这个费效比评价系统由3个层次构成,第1层包括效能(effectiveness)和费用(cost)两个子系统。其中效能子系统由任务生产率(Mission Productivity)、有效使用性(Operational Availability)、作战效能(Battlefield Win)和总量因子(Inventory Factors)4部分组成。其中任务生产率反映了直升机运输的能力,有效使用性反映了直升机的可靠性和维护性能,作战效能反映了直升机作为一种作战武器的效能,而总量因子反映了直升机的生产性能。费用子系统则按照常用的产品全寿命周期费用来表示,它包括了直升机的研发费用(RDT&E Cost)、购买费用(Procurement Cost)、使用和维护费用(Operating and Support Cost)及退役销毁费用。这些部分构成了评价系统的第2个层次。同时第2层次里

的各个部分又是由不同的特性指标构成的,这些特性指标就是评价系统的第 3 个层次。比如效能子系统中任务生产率就是由无地效起飞重量、有效载荷、航程、速度、悬停和盘旋时间等特性指标组成,作战效能则由杀伤力、生存力、机动性和隐蔽性等特性指标组成。

在确定好评价系统的组成元素后,就要确定这些组成元素之间的关系以及整体与元素之间的关系,设计好系统的结构。确定评价系统的结构常用的有 3 种方法。

第一种方法是线性加权求和法,这种方法也是多目标评价最常用的方法。如它的思想是基于评价系统中各个目标对所给的设计要求有着不同的重要性,从而确定不同的权重系数,整个系统的效能值就是各个特性指标值和权重系统相乘求和的值。如效能的表达式如下:

$$\text{Effectiveness} = \sum_i^n w_i e_i$$

其中  $e_i$  为第  $i$  个特性指标值,  $w_i$  为第  $i$  个特性指标的权重系数,  $n$  为特性指标个数。

这种方法简单易行,把多目标优化转化为单目标优化后,可以很好的利用以前的单目标优化技术。同时线性加权求和法可以有效的利用已有的工程实践经验,这些经验反映在所确定的权系数上。美国在科曼奇武装直升机概念设计就是采用这种方法,其分析图如图 1 所示。

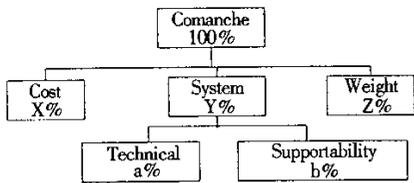


图 1 线性加权求和法

Fig.1 Line weighting factors of Comanche

线性加权求和法的缺点在于权系数相对于目标而言只有当目标在一定的范围内有效,从而限制了参数变化的范围,更重要的在于这种方法认为系统是线性的,而实际的系统是非线性的,因而系统整体的效能并不是各个部分效能之和,系统整体与部分的关系更可能是相乘、指数或其它非线性的关系。

第二种方法是效用函数法,此种方法是线性加权求和法的改进。在线性加权求和法中各个特性指标的无量纲化采用的是线性的方法,实际上各个特性指标的增加或减少导致的整个系统效能

的增加或减少并不是线性的,因此可以通过建立效用函数把特性指标转化为效用值,而这个效用函数可以采用非线性函数,这样就可以反映出评价系统中各个特性指标自身的非线性关系。系统的整个效能值通过各个指标的效用值的线性加权求和获得。其数学表达式如下:

$$u_i = U(e_i)$$

$$\text{Effectiveness} = \sum_i^n w_i u_i$$

其中,  $U$  为效用函数,  $u_i$  为第  $i$  个特性指标的效用值。

这种方法可以在局部反映系统的非线性,所得到的评价结果也就更接近实际情况。但它对评价系统各个层次之间依然采用的是线性关系,并不能在整体上反映系统的非线性。

第三种方法是综合模型法,这是到现在以来比较好的一种方法。它的思路是通过在不同的层次建立不同的非线性评价模型,最大可能的反映系统的非线性关系。

上述费效比评价系统中整体的效能可以认为是由其 4 个部分相乘得来,即:

效能 = 任务生产率 × 有效使用性 × 作战效能 × 总量因子,而任务生产率又可以认为由下列模型构成,即:

$$\text{任务生产率} = (\text{有效载荷} + \text{装备载荷}) \times \text{航程参数} \times \left(1 + \frac{\text{时间因子}}{\text{任务时间}}\right)$$

$$\text{航程参数} = \text{最大速度航程} + \text{最大航程} + \text{巡航速度} \times (\text{悬停时间} + \text{盘旋时间})$$

国内某型直升机评价其作战效能时采用如下模型:

$$\begin{aligned} \text{作战效能} &= \text{综合战斗能力} \times \text{可用度} \times \text{可靠性} \\ \text{综合战斗能力} &= \text{Ln 机动性} + \text{Ln}(1 + \text{武器性能}) + \text{Ln}(1 + \text{探测性能}) + \text{Ln}(1 + \text{电子对抗性能}) + \text{Ln}(1 + \text{生存能力}) \end{aligned}$$

这些模型是通过统计和仿真等方法建立起来的,包含有大量的经验知识。通过模型的建立就可以将多目标转化为单目标进行设计优化。

### 3 直升机总体参数多目标设计优化算例计算和分析

本文选用直九运输型直升机为算例。以重量效率、悬停升限和最大航程为目标函数分别进行单目标设计优化计算和分析,然后通过综合评价方法进行多目标优化计算和分析。

### 3.1 单目标优化计算与分析

直九原型机的总体参数如下：

$$G = 3800.0 \text{ kg} \quad P = 33.995 \text{ kg/m}^2$$

$$\sigma = 0.08218 \quad \Omega R = 218 \text{ m/s}$$

飞行环境为大气温度是 15 °C ,标准大气。2 台发动机的功率为 874 kW。计算最大平飞速度和最大航程时直升机的飞行高度都是在海平面。

表 1 单目标优化计算结果

Table 1 Result from multiobjective optimization

项 目	设计要求	原型机	优化重量效率	优化悬停升限	优化最大航程	
总体参数	$G/\text{kg}$	3500 ~ 4300	3800	3578	3501	3536
	$P/(\text{kg} \cdot \text{m}^{-2})$	26.66 ~ 45.83	33.99	38.30	26.72	26.85
	$\sigma$	0.060 ~ 0.102	0.0822	0.0702	0.066	0.060
	$\Omega R/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	198 ~ 238	218	237	218	223
性能参数	$V_{YMAX}/(\text{km} \cdot \text{h}^{-1})$	300	300.2	300.7	306.6	300.2
	$H_{OGE}/\text{m}$	1200	1360	1440	2744	2702
	$L_{max}/\text{km}$	500	564.6	584.6	602.5	609
	$T_{max}/\text{h}$	3	3.1	3.2	3.5	3.5
	$V_{ymax}/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	8.5	8.5	9.3	10.2	10.2
	$H_D/\text{m}$	5000	5416.2	5548.6	6752.5	6701
优化目标	重量效率		0.4709	0.4968	—	—
	悬停升限/m		1360	—	2744	—
	最大航程/km		564.6	—	—	609

从表 1 的优化结果可以看到直升机的总重出现较大的下降,这是由于在发动机没有改变的情况下,总重的下降能大大提高各个目标函数的值,这也可以从上面的敏感性分析中看到。并且在保持原有飞行性能的情况下各个目标都有一定的提高,但重量效率和最大航程提高得较少,要想更大的提高优化的结果可以降低飞行性能的要求或提高发动机功率。

### 3.2 多目标优化计算与分析

对于直升机总体多目标设计优化数学模型的求解,采用的方法是综合评价方法,通过建立综合评价系统把多目标转化为单目标进行优化求解。本文的评价系统的建立分别采用在评价系统分析中提到的 3 种方法。

#### 3.2.1 多目标线性加权求和法优化计算

直升机的运输性能由重量效率、无地效悬停升限和最大航程 3 个特性指标组成。我们决定重量效率的权系数为 0.35,无地效悬停升限的权系数为 0.10,最大航程的权系数为 0.55,同时进行了无量纲处理,即可得到如下运输性能表达式:

$$\text{运输性能} = 100 \times (0.35 \times \bar{G}/0.4928 + 0.10 \times H_{OGE}/2744 + 0.55 \times L_{max}/609)$$

#### 3.2.2 多目标效用函数法优化计算

通过建立的效用函数把各个目标函数值转化为相对的效用值,然后把各个目标的效用值乘以

各自的权系数再相加,得到直升机的运输效能值。本文采用升半  $\Gamma$  型函数作为效用函数,其表达式为:

$$y = \begin{cases} 0 & 0 \leq x \leq x_2 \\ 1 - e^{-k(x-x_2)} & x_2 \leq x \end{cases}$$

#### 3.2.3 多目标综合模型法优化计算

要建立反映直升机运输性能的综合评价模型,需要根据经验和对已有直升机的数据进行统计分析从而建立起实用的综合模型。国内用得较多的反映运输性能的综合模型主要是单位总重飞行生产率和换算生产率。国外有采用任务生产率 (Mission Productivity) 来反映直升机的运输性能。本文采用任务生产率综合模型,并作适当的修改。其表达式如下:

$$\text{任务生产率} = (G_m + G_f) \times s \times (1 + t_b/t_m)$$

$$s = s_{max} + s_{best} + V_c \times (t_h + t_l)$$

$$t_m = t_{max} + t_b + t_h + t_l + t_n$$

其中: $G_m$  为任务载荷; $G_f$  为燃油载荷; $t_b$  为时间因子,取 1.5; $s_{max}$  为以最大速度飞行的最大航程; $s_{best}$  为巡航航程; $V_c$  为巡航速度; $t_h$  为悬停时间; $t_l$  为盘旋时间; $t_{max}$  为最大速度飞行时间; $t_n$  为非飞行时间。

通过上面的单目标分析计算和多目标综合分析计算以及比较,可以看到多目标综合设计优化

表 2 多目标优化计算结果

Table 2 Result from multiobjective optimization

项 目	原型机	线性加权求和法优化	效用函数法优化	综合模型法优化	
总体参数	$G/\text{kg}$	3800	3520	3524	3741
	$P/(\text{kg}\cdot\text{m}^{-2})$	33.99	33.1	35.1	37.19
	$\sigma$	0.0822	0.060	0.0735	0.0680
	$\Omega R/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	218	237.6	227.4	237.2
性能参数	$V_{\text{YMAX}}/(\text{km}\cdot\text{h}^{-1})$	300.2	300.2	300.2	300.9
	$H_{\text{OGE}}/\text{m}$	1360	2068	1848	1200
	$L_{\text{max}}/\text{km}$	564.6	603	592	573
	$T_{\text{max}}/\text{h}$	3.1	3.3	3.3	3.1
	$V_{\text{ymax}}/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	8.5	9.9	9.8	8.7
	$H_{\text{D}}/\text{m}$	5416.2	6115	5865.8	5437
	重量效率	0.4708	0.4904	0.4816	0.4976
	优化目标	运输性能	89.12	96.54	—
运输效能		50	—	82.6	—
任务生产率		845506	—	—	896702

可以提高直升机的整体运输性能。其中的线性加权求和法较简单,意义明确,计算的效率也很高,得到的优化结果也较好。功效函数法计算得到的结果反映了对评价的非线性关系,但优化的结果和提高了的运输效能值不一致,优化设计的效果较差,这是由于功效函数的选择造成的,要选择反映实际评价的功效函数必须进行评价系统的详细和大量数据的分析,建立起符合实际的功效函数。综合模型法得到的结果表明任务生产率得到一定

的提高,但与线性加权求和法得到的设计方案相比,其各项性能提高都要小,其中悬停升限还有一定的下降,这是因为优化的结果中总重较其它优化方案大得多,在发动机功率一定的情况下悬停升限就小得多,同时可以发现其重量效率提高很大,可以看出在任务生产率模型中直升机的载荷所占的比重很大,因此提高直升机运输性能很重要的一个方法就是提高直升机的重量效率,降低直升机空重。

参考文献:

[1] 王慕强,郭才根.直升机优化设计[D].南京:南京航空学院,1993.  
 [2] 郭才根,郭士龙.直升机总体设计[M].北京:航空工业出版社,1993.  
 [3] 胡毓达.实用多目标最优优化[M].上海:上海科学技术出版社,1982.  
 [4] Maynard L,Marquis,George Price. Affordability and performance in rotorcraft design[D].The American Helicopter Society 53th Annual Forum,1997.

## Design Optimization of Helicopter General Parameters

PENG Ming-hua,ZHOU Lin-zhen

(Nanjing University of Aeronautics & Astronautics Jiangsu Nanjing 210009,China)

**Abstract:** The paper has discussed the development of design optimization of helicopter general parameters at first. Then the mathematical model for multiobjective design optimization of helicopter parameters is presented in this paper. The methods of multiobjective optimization solution are discussed, in which it emphasizes on the method of integrated evaluation used widely in engineering practice. Furthermore, the analysis of the helicopter integrate evaluation system is carried out. At the end, the example of calculation have been carried out using the model for multiobjective design optimization of helicopter general parameters and the method of integrated evaluation, which leads to a satisfactory result.

**Keywords:** helicopter parameters; design optimization