

DOI:10.16356/j.1005-2615.2018.06.015

## 基于运营要求的民用飞机概念设计参数优化

褚双磊<sup>1</sup> 李佳妮<sup>2</sup> 魏志强<sup>1</sup> 任强<sup>1</sup> 刘菲<sup>1</sup>

(1. 中国民航大学空中交通管理学院, 天津, 300300; 2. 北京新机场建设指挥部, 北京, 102602)

**摘要:** 可靠性、经济性和环保性是民用飞机设计必须考虑的运营要求, 通过系统研究签派可靠度估算模型、全寿命周期成本和碳排放量模型, 构成多目标函数。同时, 根据民用飞机实际运营中需要满足的性能要求, 建立约束限制条件, 最终形成多目标优化模型, 然后采用遗传算法实现对优化模型的寻优计算。以 A320 机型为例, 针对不同设计目标进行优化计算。优化结果表明遗传算法的优化方法可行, 可为民用飞机概念设计参数的选取提供参考。

**关键词:** 运营要求; 概念设计参数; 多目标优化; 约束条件

**中图分类号:** V271.1      **文献标志码:** A      **文章编号:** 1005-2615(2018)06-0834-08

## Optimization of Conceptual Design Parameters of Civil Aircraft Based on Operational Requirements

CHU Shuanglei<sup>1</sup>, LI Jiani<sup>2</sup>, WEI Zhiqiang<sup>1</sup>, REN Qiang<sup>1</sup>, LIU Fei<sup>1</sup>

(1. College of Air Traffic Management, Civil Aviation University of China, Tianjin, 300300, China;  
2. Beijing New Airport Construction Department, Beijing, 102602, China)

**Abstract:** Reliability, economy and environmental protection are the operational requirements of civil aircraft design. Through the systematic study on the influence factors of dispatch reliability, total life cycle cost and carbon emission model, the total life cycle cost, carbon emission model and dispatch reliability are constituted into multi-objective optimization function. Meanwhile, according to the performance requirements of the actual operation, the constraint equation is established and multi-objective optimization model is established. Then, the genetic algorithm is used to achieve the intelligent optimization calculation of the optimization model. Taking A320 typical data as an example, optimal calculation is carried out for different design objectives. Results show that the optimization method is feasible, and it can provide reference for the selection of the aircraft conceptual design parameters.

**Key words:** operation requirements; conceptual design parameter; multi-objective optimization; constraint condition

可靠性、经济性、环保性是民用飞机的重要运营指标和核心竞争力, 也是飞机制造商在研制阶段必须考虑的运营要求。因此在飞机概念设计阶段

必须引入相关的运营要求, 对飞机设计参数进行有效评估, 才能保证设计出的飞机产品具有强大的市场竞争力。为此, 国内外学者对民用飞机的多学科

**基金项目:** 国家自然科学基金(21407174)资助项目; 航空科学基金(20140267002)资助项目; 工业和信息化部民用飞机专项科研基金(MJ-2014-Y-65, MJ-2016-J-91)资助项目; 中央高校基本科研业务费(3122014C021)资助项目。

**收稿日期:** 2017-12-25; **修订日期:** 2018-06-20

**通信作者:** 褚双磊, 男, 讲师, E-mail: chushuanglei@163.com。

**引用格式:** 褚双磊, 李佳妮, 魏志强, 等. 基于运营要求的民用飞机概念设计参数优化[J]. 南京航空航天大学学报, 2018, 50(6): 834-841. CHU Shuanglei, LI Jiani, WEI Zhiqiang, et al. Optimization of conceptual design parameters of civil aircraft based on operational requirements[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2018, 50(6): 834-841.

优化设计进行了大量研究。

在可靠性方面,汪震宇等人建立了民机系统签派可靠度经济性评估方法<sup>[1]</sup>。中国民航大学的褚双磊等人对签派可靠度进行了估算<sup>[2]</sup>。Bineid 等人综合考虑飞机系统部件的可靠性指标(MTBF)与维修性指标(MTTR)对其签派可靠性的影响,并加以实例验证<sup>[3]</sup>。Tiassou 等人建立了民用飞机可靠性评估模型,并应用于民用飞机的运营可靠性评估中<sup>[4]</sup>。

在经济性和环保性方面,南京航空航天大学左洪福教授团队研究了民用飞机直接运营成本的评估方法,综合分析了各种计算模型,设计了民用飞机直接运营成本的评估软件,同时提出了模糊数据包络分析法对研制初期的整机维修成本进行预测<sup>[5-6]</sup>。上海交通大学的吴慧欣从污染物排放和直接运营成本两个角度对民用飞机进行优化设计<sup>[7]</sup>。李晓勇等人借鉴国外以重量定成本的方法,介绍了民用飞机全寿命周期成本模型,重点分析了运营成本<sup>[8]</sup>的计算模型。王宜新等人基于全寿命周期成本计算模型,对民用飞机总体设计参数进行了优化<sup>[9]</sup>。在飞机设计方面,西北工业大学的王晓青开发了飞机总体参数设计软件,可以对飞机进行初始计算和详细计算<sup>[10]</sup>。

Mansour 对签派可靠度与飞机性能参数进行了相关分析,并得出概念设计阶段民用飞机签派可靠度预测数值,并结合平均故障间隔时间和平均维修时间对签派可靠度的影响开展了维修性设计<sup>[11]</sup>。NASA 兰利研究中心的 Johnson 在满足设计需求的同时以最小化全寿命周期成本(Life cycle cost, LCC)、直接运营成本(Direct operating cost, DOC)、获得成本、燃油质量及最大起飞质量(Maximum take-off weight, MTOW)为设计目标对设计机型的机翼构型进行优化,并分析设计参数对于成本的影响<sup>[12]</sup>。Praveen 建立了飞机多目标分析成本优化的软件框架,其使用 LCC 模型框架作为飞机设计决策的支持工具,以此来实现产品的设计变化降低成本<sup>[13]</sup>。Peoples 等人建立了飞机设计优化框架,不仅考虑进技术参数,更融入商业分析模块,在飞机概念设计阶段进行优化<sup>[14]</sup>。

在飞机设计方面,国内外学者主要从气动分析、几何设计、外形布局对民用飞机进行总体设计,并引入计算机图形技术,形成飞机辅助设计软件,并成功应用于民用飞机的设计。与军用飞机设计不同,民用飞机在运营要求方面,大多数研究工作集中在签派可靠度、成本和污染物排放上,同时我国的民用飞机设计刚刚起步,较少关注航空公司的运营要求,或者仅仅将航空公司的部分运营要求与

民用飞机设计结合起来,偏重于某些方面,并没有与航空公司重点关注的运营要求紧密结合,融入民用飞机设计,使得投入运营的民用飞机在商业运行中出现可靠性低、运行成本高、燃油经济性差及污染排放大等问题,降低了客户满意度和飞机的市场竞争力。为此,本文从航空公司客户运营要求角度出发,将签派可靠度、全寿命周期成本及碳排放量作为主要研究对象,建立其计算模型,将概念设计参数作为决策变量,采用遗传算法对设计参数进行优化计算。

## 1 基于运营要求的综合分析模型

本文的运营要求主要考虑运营可靠性、经济性和环保性。运营可靠性主要为签派可靠度;经济性主要为全寿命周期成本;环保性主要为碳排放量。针对民用飞机概念设计参数优化问题,分别介绍签派可靠度、全寿命周期成本和碳排放量模型。

### 1.1 签派可靠度估算模型

签派可靠度是民用飞机的顶层可靠性参数。签派可靠度为没有因为飞机的机械故障原因(技术性原因)造成航班延误或取消而营运离站的百分数,有时也称为出勤可靠度。在数值上,签派可靠度=1-延误取消率。根据签派可靠度的定义,首先通过收集国内不同航空公司机务工程部不同机型的延误取消率样本数据,从中选取与飞机设计相关的参数,见表 1,确定出原始设计参数<sup>[15]</sup>。原始设计参数为 5 个主要参数,2 个辅助参数。

表 1 飞机设计参数

Tab. 1 Aircraft design parameters

参数名称	参数编号
最大起飞质量 MTOW/kg	$X_1$
旅客座位数 $N_{\text{seat}}$ /个	$X_2$
双发发动机起飞推力 $T_0$ /kN	$X_3$
飞行时间 $t$ /h	$X_4$
巡航速度 $V_{\text{CR}}$ /节	$X_5$
(最大起飞质量/飞行时间)/(kg·h <sup>-1</sup> )	$X_6$
(旅客座位数/飞行时间)/(个·h <sup>-1</sup> )	$X_7$

将实际延误取消率统计数据与设计参数进行拟合,确定出不同子系统延误取消率与概念设计参数之间的映射关系,建立回归方程,得到飞机不同子系统的延误取消率预测公式。通过计算各子系统延误取消率的和,得到飞机整机的延误取消率预测模型,进而得到整机的签派可靠度预测模型。

将各个航空运输协会(Air traffic association, ATA)章节的实际延误取消率(Delay cancellation rate, DC)统计数据与 7 个设计参数进行相关分析,

得出与每个 ATA 章节延误取消率数据相关度较高的设计参数,对相关系数排在前 3 位的因素进行排序,然后将每个 ATA 章节延误取消率与相关度最大的前 3 个设计因素进行多元线性拟合,建立每

个 ATA 章节的延误取消率数据( $DC_i$ )与 3 个设计因素的函数关系,经过数值检验,拟合度较高,表明函数表达式合理。每个 ATA 子系统的延误取消率预测公式见表 2。

表 2 ATA 章节的延误取消率预测公式

Tab. 2 Prediction formula of section ATA delay and cancel rate

ATA 章节	系统名称	$DC_i$ 预测公式	拟合度 $R^2$
21	空调系统	$DC_{21} = -0.254\ 972X_4 + 0.011\ 638X_2 - 0.000\ 126X_6 + 1.521\ 128$	0.709 2
22	自动飞行	$DC_{22} = -0.009\ 544X_2 - 0.013\ 600X_7 + 0.000\ 022X_1 + 0.209\ 429$	0.706 6
23	通讯系统	$DC_{23} = -0.113\ 663X_4 - 0.000\ 836X_6 + 0.028\ 117X_5 - 2.678\ 838$	0.736 0
24	电源系统	$DC_{24} = -0.001\ 707X_3 + 0.008\ 447X_4 + 0.003\ 261X_2 + 0.030\ 227$	0.808 0
25	设备与装饰	$DC_{25} = 0.007\ 221X_7 - 0.000\ 006\ 84X_1 + 0.003\ 167X_2 - 0.081\ 257$	0.617 5
26	防火系统	$DC_{26} = 0.008\ 552X_2 - 0.000\ 038\ 7X_1 + 0.008\ 234X_3 - 0.186\ 237$	0.735 4
27	飞行控制系统	$DC_{27} = 0.000\ 316X_6 - 0.006\ 398X_5 - 0.058\ 348X_7 + 0.872\ 688$	0.551 4
28	燃油系统	$DC_{28} = -0.286\ 782X_4 - 0.002\ 201X_6 + 0.073\ 938X_5 - 7.034\ 889$	0.584 7
29	液压系统	$DC_{29} = -0.049\ 155X_7 - 0.000\ 472X_6 + 0.018\ 347\ 7X_5 - 1.748\ 793$	0.708 5
30	防冰排雨系统	$DC_{30} = 0.068\ 329X_7 + 0.000\ 352X_6 - 0.015\ 730X_5 + 1.741\ 659$	0.521 5
31	仪表系统	$DC_{31} = -0.055\ 383X_4 + 0.049\ 415X_7 - 0.000\ 083X_6 + 0.249\ 422$	0.682 9
32	起落架系统	$DC_{32} = 0.006\ 431X_4 + 0.020\ 686X_2 - 0.000\ 038X_1 + 0.048\ 453$	0.769 0
33	灯光系统	$DC_{33} = 0.000\ 196X_6 + 0.019\ 011X_7 - 0.007\ 576X_5 + 0.834\ 198$	0.831 6
34	导航系统	$DC_{34} = -0.061\ 206X_7 - 0.000\ 305\ 4X_6 + 0.013\ 764\ 2X_5 - 1.087\ 367$	0.718 2
35	氧气系统	$DC_{35} = -0.008\ 757X_7 - 0.000\ 055X_6 + 0.002\ 147\ 6X_5 - 0.142\ 890$	0.799 7
36	气源系统	$DC_{36} = -0.288\ 059X_4 + 0.065\ 088X_5 - 0.001\ 932X_6 - 6.068\ 715$	0.729 4
38	水系统	$DC_{38} = -0.048\ 587X_4 - 0.000\ 208X_6 + 0.007\ 082X_5 - 0.568\ 831$	0.843 5
49	APU	$DC_{49} = -0.002\ 727X_5 - 0.000\ 032X_6 + 0.058\ 177X_7 + 0.353\ 786$	0.920 1
52	舱门	$DC_{52} = 0.045\ 935X_7 - 0.000\ 052X_6 - 0.001\ 321X_3 - 0.123\ 630$	0.824 6
56	窗户	$DC_{56} = 0.077\ 797X_7 - 0.000\ 112X_6 - 0.000\ 003X_1 - 0.200\ 048$	0.776 1
80	发动机	$DC_{80} = -0.000\ 174X_6 + 0.081\ 197X_7 - 0.000\ 976X_5 + 1.038\ 999$	0.907 4

基于  $Y = AX_1 + BX_2 + CX_3 + D$  的函数形式,通过对延误取消率数据进行多元回归分析,得出延误取消率预测公式,表 2 所列出的拟合公式可以预测每个 ATA 子系统的延误取消率与相关因素的关系,从而得出预测整机延误取消率的数值。

每个子系统的延误取消率为  $DC_i$  ( $i$  为 ATA 系统章节号),则整机预测延误取消率为  $DC$

$$DC = \sum_i^{80} DC_i \times 100\% \quad (1)$$

则该机型的整机签派可靠度 (Dispatch reliability, DR) 为

$$DR = 1 - \sum_i^{80} DC_i \times 100\% \quad (2)$$

## 1.2 全寿命周期成本模型

民用飞机全寿命周期成本包括研究成本、采购成本、使用成本和处置成本(残值)<sup>[16-18]</sup>,根据中国

民航局的规定,飞机残值在数值上一般约为整机价格的 5%,由于残值所占比例较低,在优化模型及实例分析中可忽略不计。

因此民航飞机全寿命周期成本的计算公式为

$$LCC = C_{ADTA} + C_{ACQ} + C_{OPS} \quad (3)$$

式中:LCC 为全寿命周期成本; $C_{ADTA}$  为研究费用; $C_{ACQ}$  为采购费用; $C_{OPS}$  为使用费用。

研究费用  $C_{ADTA}$  包括机体设计费、试制试验费、飞行试验机费、飞行试验费、试验及模拟设施费与筹措研制阶段财务费用,这些二级子参数主要与飞机巡航速度和飞机质量有关。

采购费用  $C_{ACQ}$  包括机体工程费、试飞费、工装费、制造劳务费、质量控制费、制造材料费、客机内设费、发动机及电子设备等成品采购费,这些二级子参数主要与飞机巡航速度、起飞推力、座位数及飞机质量有关。

使用费用  $C_{\text{Ops}}$  主要为直接运营成本,包括机组人员费、燃油成本、维修成本、导航费、机场收费、地面服务费、所有权成本与民航发展基金,这些二级子参数主要与飞行时间、起飞推力、飞机质量及座位数有关。

全寿命周期成本与巡航速度、起飞推力、座位数、飞行时间及飞机质量有直接关系。

### 1.3 碳排放量模型

一次航班飞行过程的碳排放量与飞行剖面有关,包括起降阶段和巡航阶段。起降阶段碳排放量涉及机场终端区 1 000 m 以下高度,包含起飞、爬升、下降、进近着陆和滑行。巡航阶段碳排放量为高空巡航阶段,只包含巡航飞行。

碳排放量的估算公式为

$$E_C = E_{\text{TO}} + E_{\text{CR}} \quad (4)$$

式中: $E_C$  为一次飞行产生的碳排放量; $E_{\text{TO}}$  为起降阶段产生的碳排放量; $E_{\text{CR}}$  为巡航阶段产生的碳排放量,单位为吨。根据国际民航组织的碳排放标准计算方法,碳排放量等于燃油消耗量与  $\text{CO}_2$  排放指数的乘积。

#### (1) 起降阶段碳排放量 $E_{\text{TO}}$

起降阶段碳排放量计算采取国际民用航空组织(International civil aviation organization, ICAO)制定的标准排放模型<sup>[19]</sup>,一个起降循环包括起飞、爬升、进近着陆和滑行 4 个飞行阶段,标准起飞着陆状态下,一次飞行中产生的  $\text{CO}_2$  排放量的估算公式为

$$E_{\text{TO}} = \sum_{i=1}^4 (nt_i F_i I_i) \quad (5)$$

式中: $n$  为航空发动机台数; $t_i$  为第  $i$  个飞行阶段的飞行时间(s); $F_i$  为第  $i$  个飞行阶段单发燃油流量( $\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$ ); $I_i$  为第  $i$  个飞行阶段  $\text{CO}_2$  排放指数。

起降阶段碳排放量与发动机台数、飞行时间、单发燃油流量及  $\text{CO}_2$  排放指数有直接关系。

#### (2) 巡航阶段碳排放量 $E_{\text{CR}}$

参考起降阶段碳排放量计算方法,得出巡航阶段碳排放量  $E_{\text{CR}}$  的估算公式为

$$E_{\text{CR}} = \text{SFC} \times \frac{D}{L} \times \frac{\text{ESAR}}{V_{\text{CR}}} \times \text{MTOW} \times I_C \quad (6)$$

式中:SFC 为燃油消耗率; $\frac{L}{D}$  为巡航升阻比; $V_{\text{CR}}$  为巡航速度;ESAR 为无风当量航程,单位为 km;ESAR 计算公式为:ESAR = 568 + 1.063 $R_{\text{DES}}$ ,其中  $R_{\text{DES}}$  为飞机设计航程,单位为 km; $I_C$  为巡航阶段  $\text{CO}_2$  排放指数。

由于发动机台数、不同飞行阶段的单发燃油流量(燃油消耗率)及  $\text{CO}_2$  排放指数为定值,所以

碳排放量近似为飞行时间、巡航速度与起飞质量的函数。

### 1.4 飞机概念设计参数敏感性分析

飞机概念设计参数主要包括最大起飞质量、推重比、翼载荷、机翼面积、机身的几何参数、发动机推力、巡航速度、航程、业载及巡航高度等,其选取需依照设计要求具体确定。

民用飞机概念设计参数优化就是要满足签派可靠度高、全寿命周期成本低、碳排放量少的多目标函数下,对设计参数进行优化计算。本文主要选择 5 个设计参数进行优化:最大起飞质量、单发发动机起飞推力、巡航速度、飞行时间以及座位数。为了反映出各设计参数对 3 个目标函数的影响,对每个设计参数与目标函数的影响趋势进行分析,因为在巡航速度一定的情况下,飞行时间与设计航程基本上呈正比,故可用设计航程-目标函数的变化曲线代替飞行时间-目标函数的变化曲线。目标函数中签派可靠度越大越好,全寿命周期成本和碳排放量越小越好,为了与全寿命周期成本及碳排放量的优化目标一致,敏感性分析中签派可靠度为倒数。具体分析结果如图 1—5 所示。

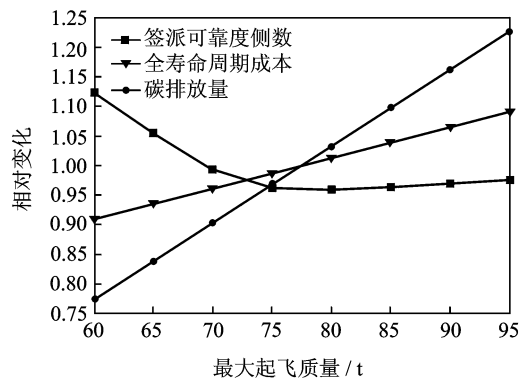


图 1 最大起飞重量-目标函数曲线

Fig. 1 Maximum take-off weight-objective function curves

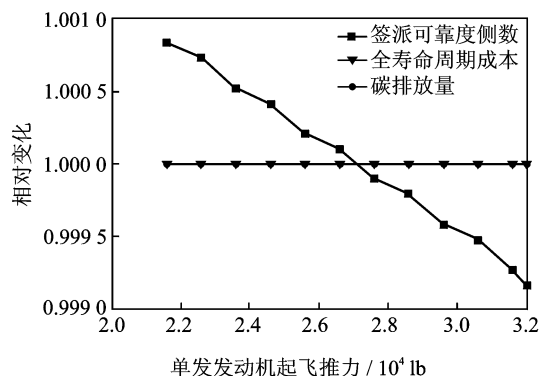


图 2 单发发动机起飞推力-目标函数

Fig. 2 Takeoff thrust-objective function curves of single engine

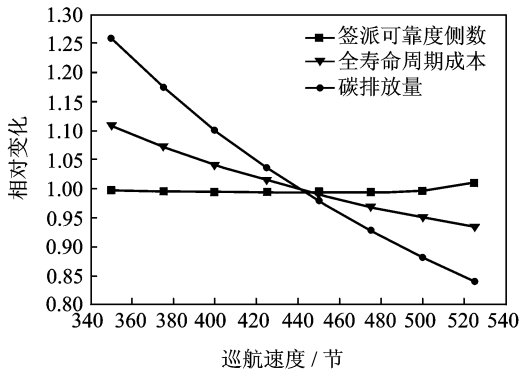


图3 巡航速度-目标函数

Fig. 3 Cruise velocity-object function curves

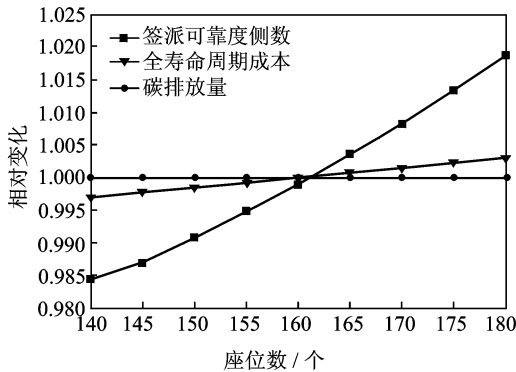


图4 座位数-目标函数

Fig. 4 Seat number-object function curves

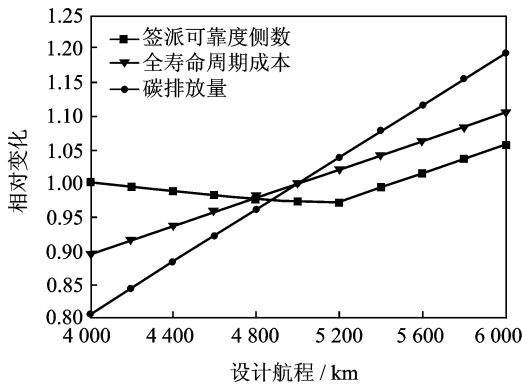


图5 设计航程-目标函数

Fig. 5 Design range-objective function curves

通过敏感性分析,可以看出在每个参数的可变范围内:

对于图1,当最大起飞质量较小时,全寿命周期成本和碳排放量少,签派可靠度低,随着最大起飞质量的增加,全寿命周期成本和碳排放量均呈上升趋势,碳排放量的上升变化更为明显,签派可靠度呈增大—不变—缓慢减小的趋势。

对于图2,可以明显地看出单发发动机起飞推力对签派可靠度影响较大;碳排放量与起飞推力关系不大,主要是因为碳排放量主要与巡航阶段的推

力和燃油消耗率有关,起飞阶段的时间比较短,所以影响较小。

对于图3,随着巡航速度的不断增加,3个目标函数均呈下降趋势,碳排放量的下降率最大,全寿命周期成本次之,签派可靠度变化的最为缓慢,在巡航速度增大的前期基本不变。

对于图4,随着座位数的增加,签派可靠度的倒数增加得很多,因此签派可靠度降低的最为明显,全寿命周期成本增速不大,碳排放量也几乎不变。

对于图5,随着设计航程的不断增大,全寿命周期成本和碳排放量也不断增大,签派可靠度先增大后减小,且减小的速率更快。

通过以上分析,可知所选的5个设计参数都对目标函数有一定的影响。因此,本文将这5个设计参数都纳入到优化模型中,作为优化参数进行优化计算。

## 2 多目标优化问题

### 2.1 设计变量定义

本文的研究对象为双发单通道窄体民用飞机,主要参考对象为波音 B737、空客 A320 和商飞 C919 机型,设计变量为最大起飞质量、单发发动机起飞推力、巡航速度、飞行时间和座位数,共5个设计参数,设置5个概念设计参数的上下限,设计变量的优化取值范围见表3。

表3 优化设计参数取值范围

Tab. 3 Optimization design parameter range

设计参数名称	初始值	取值上限	取值下限
最大起飞质量/kg	75 500	95 000	60 000
单发起飞推力/lb	27 000	32 000	21 000
巡航速度/节	458	550	350
飞行时间/h	6.5	8	4
座位数/个	150	180	130

### 2.2 飞机性能约束条件定义

根据飞机性能规章要求和实际运行限制,考虑将起飞场长、第二阶段爬升梯度、进近速度、着陆场长及无油重量作为飞机性能约束条件,5个具体约束条件见表4。

表4 飞机性能约束条件

Tab. 4 Aircraft performance constraint conditions

要求名称	约束范围
起飞场长/m	$\leq 2\ 200$
第二阶段爬升段爬升梯度/%	$\geq 2.4$
进近速度/( $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ )	$\leq 70$
着陆场长/m	$\leq 1\ 500$
最大无油质量/kg	$\leq 62\ 500$

飞机性能约束条件模型为<sup>[20]</sup>:

(1) 起飞场长

$$\frac{1\ 000k_{T0} \times MTOW^2}{0.4536S_w \times T_0 \times \sigma \times C_{LTO,max}} \leq 2\ 200 \quad (7)$$

式中:  $T_0$  为发动机起飞推力(N);  $k_{T0}$  为起飞系数因子,  $k_{T0} = 2.34\ m^3/kg$ ;  $\sigma$  为不同巡航高度的大气相对密度,  $S_w$  为机翼面积( $m^2$ );  $C_{LTO,max}$  为最大起飞升力系数。

(2) 第二阶段起飞爬升梯度

$$\frac{0.453\ 6T_{T0} \times (n-1)}{1\ 000MTOW}$$

$$\frac{1.44^2\pi \times A \times e \times \Delta C_{D,P} + C_{LTO,max}^2}{1.44C_{LTO,max} \times \pi \times A \times e} \geq 2.4\% \quad (8)$$

式中:  $\Delta C_{D,P}$  为型阻系数增量;  $A$  为机翼展弦比;  $e$  为奥斯瓦尔德因子;  $T_{T0}$  为单发发动机起飞推力(N),  $n$  为发动机个数。

(3) 进近速度

$$\sqrt{\frac{1\ 000MTOW}{MLDW/MTOW \times k_A \times \rho \times S_w \times C_{LLD,max}}} \leq 70 \quad (9)$$

式中:  $MLDW$  为最大着陆质量;  $MLDW/MTOW$  为最大着陆质量与最大起飞质量之比;  $k_A$  为着陆系数因子,  $k_A = 0.036\ 9\ kg \cdot s/m^4$ ;  $C_{LLD,max}$  为最大着陆升力系数。

(4) 着陆场长

$$\left(\frac{0.514v_{app}}{k_{app}}\right)^2 \leq 1\ 500 \quad (10)$$

式中:  $k_{app}$  为进近系数因子, 对于单通道飞机,  $k_{app} = 1.8$ , 对于双通道飞机,  $k_{app} = 1.7$ ;  $v_{app}$  为进近速度。

(5) 无油重量

$$1.294\ 1MTOW^{0.928\ 5} + W_p \times N_{seat} \leq 62\ 500 \quad (11)$$

式中:  $W_p$  为每位旅客的平均质量(包括随身携带物质量), 单位为  $kg$ 。

### 2.3 多目标优化模型建立

民用飞机的概念设计参数优化就是要在满足一定运营要求基础上, 在飞机性能约束条件范围内, 确定概念设计参数, 使设计参数尽可能达到飞机用户的使用要求。本文考虑的多目标优化问题可以描述为: 5个设计变量、5个飞机性能约束条件, 多目标函数为签派可靠度最高、全寿命周期成本最低、碳排放量最少, 最终构建了一个多目标优化模型。3个目标函数如式(12)~(14)所示。

签派可靠度函数公式为

$$f_1(x) = 1 - \sum_{i=21}^{80} DC_i \times 100\% = f_1(MTOW, N_{seat}, T_0, t, V_{CR}) \quad (12)$$

全寿命周期成本函数公式为

$$f_2(x) = \frac{1}{C_{ADTA} + C_{ACQ} + C_{OPS}} = f_2(MTOW, N_{seat},$$

$$T_0, t, V_{CR}) \quad (13)$$

碳排放量函数公式

$$f_3(x) = \frac{1}{E_{T0} + E_{CR}} = f_3(MTOW, t, V_{CR}) \quad (14)$$

多目标函数为

$$\max f(x) = \max f_1(x) + \max f_2(x) + \max f_3(x) \quad (15)$$

在以签派可靠度、全寿命周期成本、碳排放量为多目标进行优化时, 首先将3个目标函数的权重都设置为1, 将式(15)的多目标函数转化为单目标函数, 得

$$\max f(x) = \max\{f_1(x) + f_2(x) + f_3(x)\} \quad (16)$$

由于3个目标函数的单位不同, 取值在量级上相差较大, 因此需要对单目标进行归一化处理, 转化为无量纲的函数形式, 对式(16)进行转化, 得

$$\max f'(x) = \frac{f_1(x)}{f_1(x_0)} + \frac{f_2(x)}{f_2(x_0)} + \frac{f_3(x)}{f_3(x_0)} \quad (17)$$

式中:  $f_1(x_0)$  为目标函数  $f_1(x)$  的基准值;  $f_2(x_0)$  为目标函数  $f_2(x)$  的基准值;  $f_3(x_0)$  为目标函数  $f_3(x)$  的基准值, 这3个基准值可依据 A320-200 机型的数据计算得到, 见表5。

表5 A320-200 机型计算结果

Tab.5 A320-200 calculation results

名称	计算结果
签派可靠度/%	97.50
全寿命周期成本/元	78 684 185 198
碳排放量/(t·航班 <sup>-1</sup> )	63.84

### 3 优化算例分析

采用遗传算法进行 MATLAB 编程实现优化计算, 将 A320 机型数据作为设计参数的初始值, 设计参数取值范围为优化时寻找最优解的可行变化范围, 在遗传算法方面, 设置初始种群大小为 50 个, 交叉概率和突变概率分别设置为 0.9 和 0.1, 首先对签派可靠度和全寿命周期成本分别进行单目标优化分析, 遗传代数设为 1 000 代。然后对签派可靠度、全寿命周期成本、碳排放量进行多目标优化分析, 遗传代数设为 5 000 代, 将单目标优化结果和多目标优化结果进行对比分析。

从表 6, 7 可知, 当以签派可靠度为单一目标函数进行优化时, 设计参数方面: 最大起飞质量、单发发动机起飞推力及巡航速度均有所增加, 飞行时间和座位数有所下降。目标函数方面: 签派可靠度增加幅度为 0.3%; 全寿命周期成本略有下降, 下降幅度为 0.01%; 碳排放量下降幅度为 6.3%。

当以全寿命周期成本为单一目标函数进行优化时, 设计参数方面: 单发发动机起飞推力、飞行时间以及座位数均有所下降, 最大起飞质量、巡航速

表6 单目标和多目标优化结果对比

Tab. 6 Comparison of single objective and multi-objective optimization results

参数名称	A320-200	以可靠度为目标	以成本为目标	多目标
签派可靠度/%	97.50	97.84	95.44	96.66
全寿命周期成本/亿元	786.8	786.7	722.0	725.0
碳排放量/ $10^4$ t	127.6	119.6	100.9	101.4
归一化目标	3.00	3.07	3.33	3.34

表7 优化设计参数对比

Tab. 7 Comparison of optimized design parameters

参数名称	A320-200	以可靠度为目标	以成本为目标	多目标
最大起飞质量/kg	75 500	79 800	77 400	76 100
单发发动机起飞推力/lb	27 000	28 250	25 720	26 650
巡航速度/节	458	486	486	490
飞行时间/h	6.7	5.8	4.9	6.3
座位数/个	150	140	141	148

度有所增加。目标函数方面:签派可靠度下降幅度为2.1%;全寿命周期成本大大下降,下降幅度为8.2%;碳排放量下降幅度为20.9%。

当以签派可靠度、全寿命周期成本及碳排放量3个目标为多目标函数进行优化时,设计参数方面:最大起飞质量和巡航速度有所增加,而单发发动机起飞推力、飞行时间和座位数均有所下降;目标函数方面:签派可靠度下降幅度为0.9%,全寿命周期成本下降幅度为7.9%,碳排放量下降幅度为20.5%。

通过设计参数与目标函数的敏感性关系和优化分析结果可以得出:签派可靠度主要与最大起飞质量及发动机推力成正比,与飞行时间及座位数成反比,与巡航速度关系不大。特别是起飞推力对签派可靠度影响最大,最大起飞质量影响较小。原因:发动机推力大,说明涡扇发动机的推力性能好、故障率低、签派可靠度高。飞行时间长,说明航班运行时间长,对于天气预报的准确率低,航班运行难度和风险增大。座位数大,说明旅客人数多,航班业载大,旅客保障困难造成签派可靠度低。

全寿命周期成本与碳排放量变化基本一致,都与飞行时间成正比。说明飞行时间越长,运营成本越高,同时飞行过程中 $\text{CO}_2$ 排放量也越大。

全寿命周期成本与飞行时间、座位数及最大起飞质量成正比,与巡航速度成反比,与推力基本无关。全寿命周期成本与飞行时间成正比,巡航速度成反比,说明加快巡航速度,缩短飞行时间,有利于降低运营成本,降低全寿命周期成本。最大起飞质量越大,说明飞机设计制造时间越长,制造成本加大,同时运营维护成本也会增大,造成全寿命周期成本增大。

碳排放量与飞行时间、最大起飞质量成正比,与巡航速度成反比,与推力和座位数基本无关。碳

排放量主要与飞行时间和最大起飞质量有关,飞行时间越长, $\text{CO}_2$ 排放就越多,最大起飞质量越大,燃油消耗越多,同样造成 $\text{CO}_2$ 排放越多。

## 4 结 论

综合分析以上优化结果,可知:

(1)以不同目标函数对飞机设计参数进行优化,结果不尽相同:其中,最大起飞质量、单发发动机起飞推力和巡航速度与签派可靠度成正比,飞行时间和座位数与签派可靠度成反比,当需要飞机具有高可靠性的时候,可以适当增加最大起飞质量、发动机起飞推力、巡航速度,减少座位数;单发发动机起飞推力、飞行时间和座位数与全寿命周期成本成正比,最大起飞质量、巡航速度与全寿命周期成本成反比,当需要降低飞机的成本时,可以适当降低发动机推力、减少座位数以及飞行时间,提高最大起飞质量和巡航速度;如果综合考虑,既要求飞机具有一定的可靠性,又要求不能产生过高的成本,可以适当增加飞机的最大起飞质量,提高巡航速度,减少起飞推力、飞行时间以及座位数。

(2)单独以可靠性或单独以成本为优化目标进行优化,优化的结果均未达到较理想的效果,多目标优化的归一化目标值最大,说明多目标优化的结果更加符合要求。

(3)签派可靠度与全寿命周期成本、碳排放量基本上成正相关关系,提高研制机型的签派可靠度也会造成全寿命周期成本和碳排放量的增加。

(4)当以成本和多目标作为目标函数进行优化时,目标机型的全寿命周期成本会大大降低,在满足同样性能条件的前提下,可以给飞机制造商节约可观的资金,同时还可以增强研制机型的市场竞争力,提高该机型被购买的可能,同时,节省下来的资金也可用于可靠性研究,达到提高可靠性的目的。

(5)经过优化,可以看出研制机型的碳排放量均有所降低,有益于大气环境的改善。

### 参考文献:

- [1] 汪震宇,李艳军,许振腾,等.基于签派可靠度的民航经济性评估方法[J].航空计算技术,2014,44(4):51-54.  
WANG Zhenyu, LI Yanjun, XU Zhenteng, et al. Economy evaluation methods of system's dispatch reliability of civil aircraft[J]. Aeronautical Computing Technique, 2014, 44(4): 51-54.
- [2] 褚双磊,任强,魏志强,等.基于统计的民用飞机签派可靠度计算方法研究[J].广西师范大学学报(自然科学版),2016,34(3):46-52.  
CHU Shuanglei, REN Qiang, WEI Zhiqiang, et al. Study on calculation method of dispatch reliability of civil aircraft based on statistic[J]. Journal of Guangxi Normal University (Natural Science Edition), 2016, 34(3): 46-52.
- [3] BINEID M, FIELDING J P. Development of a civil aircraft dispatch reliability prediction methodology [J]. Aircraft Engineering & Aerospace Technology, 2003, 75(6): 588-594.
- [4] TIASSOU K, KANOUN K, KAANICHE M, et al. Aircraft operational reliability—A model-based approach and a case study[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2013, 120(12): 163-176.
- [5] 吴静敏.民用飞机全寿命维修成本控制与分析关键问题研究[D].南京:南京航空航天大学,2006.  
WU Jingmin. Research on the key points of life-cycle control and analysis of civil aircraft maintenance costs [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006.
- [6] 于玺强.民用飞机直接运营成本分析与建模[D].南京:南京航空航天大学,2004.  
YU Xiqiang. Analysis and modeling of direct operation cost of civil aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2004.
- [7] 吴慧欣.基于环保和经济性的民航概念设计[D].上海:上海交通大学,2011.  
WU Huixin. Commercial aircraft conceptual design for minimal environmental and economical impact [D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2011.
- [8] 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.  
LI Xiaoyong, SONG Wenbin. Recent advances on life cycle costing of civil aircraft[J]. Journal of Civil Aviation University of China, 2012, 30(2): 48-55.
- [9] 王宜新,张晨虢,刘虎,等.基于全寿命周期成本的民用飞机总体参数优化[J].飞机设计,2012,32(1): 23-30.  
WANG Yixin, ZHANG Chenxiao, LIU Hu, et al. The optimization of civil aircraft conceptual parameters based on life-cycle cost [J]. Aircraft Design, 2012, 32(1): 23-30.
- [10] 王晓青.飞机总体参数设计与软件开发[D].西安:西北工业大学,2003.  
WANG Xiaqing. Aircraft overall parameter design and software development[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2003.
- [11] MANSOUR B. Aircraft systems design methodology and dispatch reliability prediction [D]. Cranfield: Cranfield University, 2005.
- [12] JOHNSON V S. Minimizing life cycle cost for subsonic commercial aircraft [J]. Journal of Aircraft, 1990, 27(2): 139-145.
- [13] PRAVEEN T. Life cycle cost modelling as an aircraft design decision support tool[D]. Southampton: University of Southampton, 2011.
- [14] PEOPLES R, WILLCOX K. Value-based multidisciplinary optimization for commercial aircraft design and business risk assessment[J]. Journal of Aircraft, 2006, 43(4): 913-921.
- [15] 褚双磊,李佳妮,魏志强,等.基于运行数据的民用飞机签派可靠度估算软件开发[J].上海工程技术大学学报,2016,30(1):37-41.  
CHU Shuanglei, LI Jiani, WEI Zhiqiang, et al. Software development of dispatch reliability prediction for civil aircraft based on operational data[J]. Journal of Shanghai University of Engineering Science, 2016, 30(1): 37-41.
- [16] 赵楠.民用飞机经济性设计方法及其在新技术评估中的应用[D].上海:上海交通大学,2014.  
ZHAO Nan. Civil aircraft design for economics methodology and its application in new technology assessment[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2014.
- [17] 彭跃春.飞机全寿命费用预测参数模型系研究[D].西安:西北工业大学,2002.  
PENG Yuechun. Research on prediction parameter model of aircraft life cycle cost[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2002.
- [18] 朱新铭.民用飞机全寿命周期成本分析[D].广汉:中国民用航空飞行学院,2013.  
ZHU Xinming. Analysis of the civilian aircraft life-cycle cost[D]. Guanghan: Civil Aviation Flight University of China, 2013.
- [19] 郁艸兰.航空运输业碳排放量计算及低碳策略研究[D].大连:大连海事大学,2012.  
YU Tiaolan. The calculation of carbon emissions and low carbon strategy on aviation transportation[D]. Dalian: Dalian Maritime University, 2012.
- [20] 李佳妮.基于运营要求的民用飞机总体设计参数的权衡优化研究[D].天津:中国民航大学,2017.  
LI Jiani. Research on trade-off optimization of civil aircraft conceptual design parameter based on operational requirement[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2017.