

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0670

基于综合评价优化的民机顶层需求指标权衡

范周伟^{1,2}, 余雄庆^{1,*}, 戴亚林¹

(1. 南京航空航天大学 航空学院 飞行器先进设计技术国防重点学科实验室, 南京 210016;

2. 中国商用飞机有限责任公司 上海飞机设计研究院, 上海 201210)

摘 要: 确定顶层需求指标是民机设计流程之初的重要工作。针对民机顶层设计工作, 提出一套民机顶层需求定量权衡方法。根据民机顶层需求与概念设计之间的关系, 将概念设计方案的特性参数视为一组可行的顶层需求。将顶层需求的权衡分析问题转换为对飞机总体设计参数的优化问题。选择“经济性、舒适性、环保性、适应性、安全性/可靠性”这5条判断准则, 建立民机顶层需求综合评价模型, 评估顶层需求的综合竞争力。以竞争力最大为目标, 优化概念方案, 确定最优的顶层需求组合。在宽体客机案例中, 得到了比初始需求更合理的顶层需求, 验证了所提方法的可行性。

关 键 词: 民机; 顶层需求; 综合评价; 优化; 权衡分析

中图分类号: V221^{+.7}

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2023)09-2415-08

民航客机的研发工作是一项复杂的大系统工程, 如何确定合理的顶层需求指标对项目的成败影响巨大。然而民机的设计过程中涉及多个学科且各学科间相互交叉耦合, 为顶层需求的定义带来了困难。在以往的飞机设计中, 顶层需求指标的确定主要依赖于用户的期望和设计人员的经验, 指标合理性缺乏严格的理论依据和科学的方法。随着系统工程方法在航空领域的应用, 飞机顶层需求受到了越来越多的关注, 工业界迫切需要一种对飞机顶层需求定量权衡分析的方法。

根据系统工程的一般技术流程^[1], 顶层需求可以通过对客户等利益相关方的需求分析而得到。Eres等^[2]提出了一套价值驱动的方法, 在用户需求与工程指标之间建立联系。黄俊等^[3]建立了作战飞机总体设计的综合评价准则, 评价设计方案能否充分反映用户的需求。

然而, 由利益相关方需求转换为飞机顶层需求

的过程中, 如何确定顶层需求的合理取值仍是待解决的问题。Parker^[4]基于工程项目的经验, 总结了飞机设计过程中任务需求和飞机概念设计之间的关系, Parker^[4]认为利用飞机概念设计方法可以辅助定义合理的飞机顶层任务需求。Peteilh等^[5]以顶层需求中的起飞场长需求为例, 使用基于统计数据的模型进行优化, 确定起飞场长需求的合理取值, 该方法仅对起飞场长需求进行量化分析, 对于多条顶层需求的同时权衡仍需要继续研究。

本文提出一套对民机顶层需求进行定量分析权衡的方法。本文方法基于顶层需求与概念设计的关系, 通过对飞机总体参数进行优化, 得到最为合适的飞机顶层需求指标组合。

1 顶层需求和概念设计

飞机顶层需求驱动飞机概念设计^[6]。民机的顶层需求包括设计航程、商载能力、巡航马赫数、起

收稿日期: 2021-11-05; 录用日期: 2022-01-05; 网络出版时间: 2022-01-25 18:15

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220121.2017.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(12032011); 民用飞机专项科研项目

*通信作者. E-mail: yxq@nuaa.edu.cn

引用格式: 范周伟, 余雄庆, 戴亚林. 基于综合评价优化的民机顶层需求指标权衡[J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49(9): 2415-2422.

FAN Z W, YU X Q, DAI Y L. Trade-off for top-level requirements of commercial aircraft using comprehensive evaluation and optimization[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49(9): 2415-2422 (in Chinese).

降距离等。这些顶层需求是概念设计的输入,根据顶层需求可以确定飞机概念设计所需的各种参数。

同时,顶层需求也是概念设计必须达到的技术指标^[7]。概念设计方案的相关特性参数,必须满足顶层需求指标的要求。如果概念设计方案的特性参数无法满足顶层需求,必须对方案进行调整。在某些情况下,基于现有的技术水平无法设计出满足所有顶层需求的概念方案,则顶层需求不具备可行性,必须对顶层需求做出调整^[8]。

正是因为顶层需求和飞机概念设计方案特性参数之间的这层关系,可以认为已知的飞机概念设计方案特性参数必定对应了一组可行的顶层需求。而以特性参数的取值作为顶层需求指标,至少存在一个能够满足顶层需求指标的可行方案。

对于飞机这样的复杂系统,其顶层需求定义往往不是顺序的。通过顶层需求定义与概念设计之间的迭代,可以对顶层需求进行权衡。

在顶层需求尚未明确时,可以将概念设计方案的特性参数视为待选的顶层需求指标。如果遍历概念设计的所有设计空间,则可以找到一组最为合理的顶层需求。通过优化算法,可以加快搜索速度。然而,顶层需求条目众多,不同顶层需求之间甚至存在冲突,如何确定优化的目标成为定义优化问题的关键。因此,需要建立顶层需求综合评价模型,以顶层需求的评价结果作为优化目标。

2 顶层需求的竞争力评估

顶层需求综合评价模型对各项顶层需求进行综合考虑,形成以“竞争力”描述的评估结果。

不同顶层需求对竞争力影响的权重大小不同,必须选择合适的判断准则,对顶层需求的权重进行判断。

2.1 判断准则

关于民机的顶层需求的判断准则,已经有不少研究作为参照。Dirks 和 Meller^[9]从经济性、通用性、性能、舒适性、市场适应性这几个方面对飞机进行评价。索欣诗等^[10]采用层次分析法,以经济性、舒适性、环保性、适应性这 4 个方面作为判断准则,建立了飞机总体方案的综合评价模型。宋笔锋等^[11]建立了大型客机安全性、经济性、舒适性、环保性设计与评价准则体系。这些研究从不同角度出发,最后建立的判断准则存在一定的差异。

结合民机的特点,在中国大型民用客机研制所追求的“新四性”(安全性、经济性、舒适性、环保性)^[12]的基础上,选择 5 条判断准则。

1) 经济性。对于民机而言,更高的经济性能能够节省客户的使用成本,带来更多的经济收益。经济性判断准则与飞机的使用成本、油耗等有着直接的关联。除此之外,航程、有效载荷等代表飞机运输能力的参数也与经济性准则有关。

2) 舒适性。根据统计,在航班票价和离港时间相接近时,乘客往往会选择舒适性更高的航班^[13]。提高飞机的舒适性,有助于航空公司提高上座率、增加经济收益。

舒适性跟乘客的主观感受有关。影响乘客舒适性体验的因素有很多。Richards 和 Jacobson^[14]研究发现,增大座椅宽度或腿部空间可以大幅提高乘客的满意度。

3) 环保性。随着民众环保意识的日益增强,民航飞机的环保性也受到越来越高的重视。民机对环境造成的污染主要包括噪声污染和尾气排放污染^[15]。

4) 适应性。航空公司在考虑新机型选购时,对飞机适应性的评估尤为重要^[16]。飞机的适应性主要体现飞机对目标航线和目标机场的适应能力。航线适应性的评价指标包括航程、商载能力等。机场适应性的评价指标包括起降场长、进近速度等。

5) 安全性/可靠性。对于民机而言,保障飞行的安全至关重要,而可靠性设计是确保安全的关键。飞机的维修性、测试性、保障性与可靠性紧密相关,同样属于“安全性/可靠性”准则。

确定民机顶层需求判断准则之后,采用群组综合层次分析法^[10],通过综合多位专家的打分结果,计算判断准则的权重。判断准则的层次结构如图 1 所示。

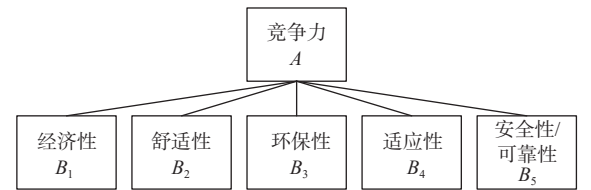


图 1 民机顶层需求判断准则层次结构

Fig. 1 Hierarchy of criteria for top-level aircraft requirements

2.2 顶层需求的权重

根据判断准则,可以对顶层需求的权重进行打分。利用质量功能展开 (quality function deployment, QFD)^[17]中的关系度矩阵,建立飞机顶层需求与各项判断准则之间的关系。图 2 为关系度矩阵的主要组成,其中, ω_i 为第 i 条判断标准的权重, R_{ij} 为第 i 条判断标准与第 j 条需求之间的关系度, W_j 为第 j 条需求的相对权重。 W_j 的计算式为

$$W_j = \frac{\sum_{i=1}^m (\omega_i R_{i,j})}{\sum_{j=1}^n \sum_{i=1}^m (\omega_i R_{i,j})} \tag{1}$$

式中: R_{ij} 的取值为“0, 1, 3, 5, 7, 9”, 表示的相关程度分别为: 无关、弱相关、较弱相关、中相关、较强相关、强相关。

			1	2	3	4
顶层需求判断准则			需求1	需求2	需求3	需求4
1	ω_1	准则1	$R_{1,1}$	$R_{1,2}$	$R_{1,3}$	$R_{1,4}$
2	ω_2	准则2	$R_{2,1}$	$R_{2,2}$	$R_{2,3}$	$R_{2,4}$
3	ω_3	准则3	$R_{3,1}$	$R_{3,2}$	$R_{3,3}$	$R_{3,4}$
相对权重			W_1	W_2	W_3	W_4

图 2 关系度矩阵的主要组成

Fig. 2 Main components of relationship matrix

2.3 顶层需求指标的标准化

不同需求指标取值的数量级往往相差很大, 不具备一致性, 难以对各项需求指标进行综合评价。采用式 (2) 的非线性 S 型可导函数^[18], 将民机顶层需求指标的取值标准化为 (0, 1) 区间内的数值。

$$\bar{V}_j = \frac{1}{1 + T e^{-kS \left[\frac{6}{V_{jmax} - V_{jmin}} \left(V_j - \frac{V_{jmax} + V_{jmin}}{2} \right) \right]}} \tag{2}$$

式中: V_j 为变换前的顶层需求指标值, $\bar{V}_j$ 为归一化后的数值; V_{jmin} 和 V_{jmax} 分别为顶层需求指标的最小和最大值, 可以通过统计类似的飞机产品数据获得; S 和 T 为曲线形状调节参数, S 一般取 1~2, T 一般取 1; k 为曲线的方向调节参数, 对于取值越大越好的顶层需求, k 值为 1, 对于取值越小越好的顶层需求, k 值为-1。

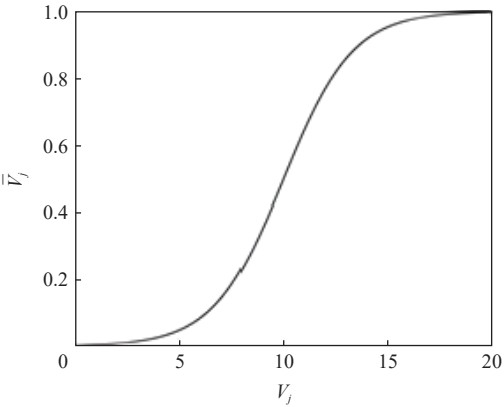
图 3 为 S 型可导函数, 其中, V_j 取值在闭区间 [0, 20], $S=2$, $T=1$ 。从图中可以看出, 标准化处理后的数值分布可以体现需求指标的饱和特性。在当前技术能力限制下, 一味增大或减小某项需求指标的值, 所带来的收益增量趋于平缓。

2.4 竞争力计算

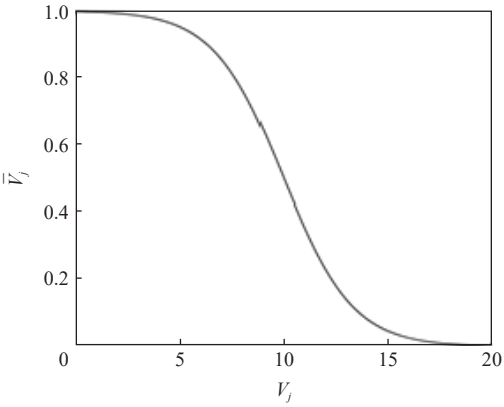
标准化后的顶层需求指标数值 $\bar{V}_j$ 反映了该项需求的严格程度。 $\bar{V}_j$ 值越接近 1, 则该项需求越严格, 但也意味着满足该项需求的飞机在同类机型中的表现更加优异。而对于整个飞机而言, 由于其产品的复杂性, 满足某项需求的同时, 可能会牺牲其他的需求。根据 2.2 节的介绍, 顶层需求的权重各不相同。因此, 整个飞机的竞争力为综合考虑各项顶层需求后的结果。通过式 (3) 计算整个飞机的竞

争力 A 。 A 的值越大, 代表飞机的竞争力越强。

$$A = \sum_{j=1}^n (\bar{V}_j W_j) \tag{3}$$



(a) $k=1$, 单调递增



(b) $k=-1$, 单调递减

图 3 S 型可导函数

Fig. 3 S-shaped derivative function

3 顶层需求的权衡

将飞机不同顶层需求的权衡问题转换为竞争力的优化问题。图 4 为顶层需求权衡的架构, 其可通过设计结构矩阵^[19]描述。

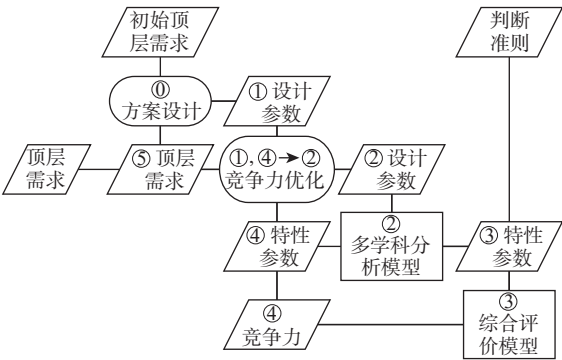


图 4 顶层需求权衡架构

Fig. 4 Architecture of trade-off of top-level aircraft requirements

根据初步拟定的顶层需求, 设计出初始的飞机概念方案。对概念方案进行分析, 得到概念方案的

特性参数。将特性参数视为一组可行的顶层需求,通过综合评价模型计算顶层需求的竞争力。改变概念方案的设计参数,经过多学科分析模型的计算,得到不同的特性参数,对应了多组可行的顶层需求。对顶层需求的竞争力进行优化。最终得到竞争力最优的顶层需求指标。

3.1 多学科分析模型

竞争力计算所依据的各项特性参数由多学科分析模型获得。采用一款民机总体参数多学科分析程序^[20],从推进系统、几何、气动、性能、噪声、排放及成本等多个学科,对民机概念方案进行分析,得到飞机的各项特性参数。

在该程序中,缺少对飞机“安全性/可靠性”参数的分析。签派可靠度是民机的关键可靠性指标之一,能够综合反映飞机各系统的故障率、故障间隔、维修时间等信息。因此,以签派可靠度作为对飞机“安全性/可靠性”评估的补充。采用Fielding^[21]总结的方法,对飞机的签派可靠度进行计算。对于长航程飞机,延误率 D_R 的计算如下:

$$D_R = C_1 + (C_2 W_T \times 10^{-6}) + (C_3 W_T / t \times 10^{-6}) + \left(C_4 \frac{P}{100t}\right) + \left(\frac{C_5 P}{100}\right) + \left(10^{(2.29(W_T/t)10^{-6}) - 0.887}\right) + (0.307 5 \lg V_{APP}^2 W_L \times 10^{-8}) + \left(\frac{T_{SL} C_6}{100\,000}\right)$$

(4)

式中: W_T 为飞机的最大起飞质量,lb; t 为平均航线时间,h; P 为乘客数; V_{APP} 为进近速度,ft/s; W_L 为飞机的最大着陆质量,lb; T_{SL} 为飞机海平面最大总静推力,lb。对于装配大风扇发动机的远程客机, $C_1 = -0.012\,9$, $C_2 = 0.235$, $C_3 = 2.175$, $C_4 = -0.010\,2$, $C_5 = 0.041\,9$, $C_6 = 1.142\,6$ 。

考虑到随着时间的推移,航空技术不断的发展,飞机的延误率不断下降,对延误率计算式(4)进行修正。根据B767的数据,飞机首次交付时间自1969年起,每往后一年,飞机的延误率降低1%。

最终,飞机的签派可靠度为100%减去飞机的延误率。

3.2 竞争力优化

定义优化问题的三要素是:优化目标、设计变量和约束条件。民机竞争力优化问题以竞争力最大为优化目标。以飞机的机翼几何参数、发动机参数和客舱布置参数等总体设计参数作为设计变量。

优化过程中,通过不断调整设计变量的取值,生成不同的设计方案,经过多学科分析模型的计算,得到设计方案的特性参数(例如,直接使用成本、起飞场长等)。将特性参数视为可行的顶层需

求指标,传入综合评价模型,计算得到该组顶层需求的竞争力。

在常规的飞机设计方案优化问题中,往往以给定的顶层需求作为约束,但在竞争力优化问题中,顶层需求是可变的。因此,将适航条例中明确规定的顶层需求作为约束条件,如约束飞机起飞2阶段单发失效的爬升梯度不小于2.4%。除此之外,还有一些设计中的物理约束必须满足,如飞机的任务燃油体积必须小于油箱的容积。

4 案例研究

以一款宽体客机作为研究对象,对其顶层需求进行权衡。根据对利益相关方(主要为航空公司)需求的分析,初步拟定了飞机顶层需求。

4.1 初步顶层需求

通过市场分析和用户需求分析,初步拟定飞机的设计航程为12 000 km,巡航马赫数为0.85。从顶层需求中选择14条需求进行权衡分析。

根据所确定的5条判断标准,使用群组综合层次分析法^[10]对判断标准的权重进行打分。最终综合判断矩阵和权重如表1所示。

表1中, B_i 为各项判断准则, ω 为判断准则的权重。综合判断矩阵的一致性比例(consistency ratio, CR)为0.074,小于0.1,满足一致性要求。

表1 综合判断矩阵和权重

Table 1 Comprehensive judgement matrix and weiglas						
判断准则	矩阵数据					ω
	B_1	B_2	B_3	B_4	B_5	
B_1	1	5.472	5.472	3	1	0.335
B_2	0.187	1	1.472	0.264	0.173	0.060
B_3	0.187	0.843	1	0.2	0.165	0.051
B_4	0.333	4.045	5	1	0.242	0.163
B_5	1	5.955	6.427	4.91	1	0.391

通过建立如图5所示的判断准则与顶层需求之间的关系度矩阵,由判断准则的权重计算得到顶层需求的相对权重。

通过统计同类机型的数据,确定顶层需求的合理取值范围,得到图5中各项顶层需求的最大和最小值。

通过与竞争机型比较,初步拟定的顶层需求指标及顶层需求的相对权重如表2所示。

4.2 初步概念方案

根据初步顶层需求,设计形成飞机的初步概念方案。图6为飞机初步概念方案的几何外形。飞机采用常规布局,机翼位置为下单翼。飞机装配2台涡扇发动机,发动机短舱采取翼吊式布局。概

			改进方向	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14
			顶层需求	座公里油耗	座公里成本	座椅宽度	座椅排距	客舱高度	设计航程	展长	起飞场长	着陆场长	单发失效二阶段爬升梯度	进近速度	起降总噪声	航线NO ₂ 排放量	签派可靠度
相对权重/%	权重	判断准则															
1	33.5	0.335	经济性	7	9				5								
2	6	0.06	舒适性			9	9	7							7		
3	5.1	0.051	环保性												9	9	
4	16.3	0.163	适应性						7	3	9	7	5	7			
5	39.1	0.391	安全性/可靠性								1	1	3	1			7
权重				2.345	3.015	0.54	0.54	0.42	2.816	0.489	1.858	1.532	1.988	1.532	0.879	0.459	2.737
相对权重/%				11.09	14.26	2.553	2.553	1.986	13.31	2.312	8.785	7.243	9.4	7.243	4.156	2.17	12.94
权重排名				4	1	10	10	14	2	12	6	7	5	7	9	13	3
最小值				0.019 6	0.35	475	775	1.85	9 700	60	2 440	1 700	0.024	64	258	1 200	0.95
最大值				0.022	0.4	525	850	2.3	15 000	65	3 000	2 000	0.04	82	297	1 400	0.995

图 5 判断准则与顶层需求之间的关系度矩阵

Fig. 5 Relationshis between criteria and top-level aircraft requirements

表 2 初始顶层需求

顶层需求	初步估值	相对权重/%
座公里油耗/(kg·km ⁻¹ ·座 ⁻¹)	0.022	11.09
座公里成本/(元·km ⁻¹ ·座 ⁻¹)	0.38	14.26
座椅宽度/mm	480	2.553
座椅排距/mm	800	2.553
客舱高度/m	2	1.986
设计航程/km	12 000	13.31
展长/m	61	2.312
起飞场长/m	2 700	8.785
着陆场长/m	1 800	7.243
单发失效二阶段爬升梯度/%	3.5	9.40
进近速度/(m·s ⁻¹)	70	7.243
起降总噪声/dB	278	4.156
航线NO ₂ 排放/kg	1 300	2.17
签派可靠度/%	98	12.94

念方案的主要设计参数如表 3 所示。

4.3 竞争力优化

通过优化民机竞争力的方式对顶层需求进行权衡。优化的目标函数为竞争力 A 最大。竞争力 A 综合考虑了各项顶层需求的取值和权重,其结果通过式 (3) 由标准化后的顶层需求指标加权后计算得到。



图 6 飞机初步概念方案的几何外形

Fig. 6 Geometric shape of preliminary conceptual plan of aircraft

表 3 概念方案主要设计参数

Table 3 Main design parameters of aircraft concept		
部件	设计参数	取值
机翼	参考面积/m ²	355
	展弦比	10.5
	1/4弦线后掠角/(°)	32
机身	机身长/m	60
	机身宽/m	5.9
	机身高/m	6.1
发动机	最大静推力/kN	334
	涵道比	11
	总压比	52

优化问题的设计变量及其取值范围如表 4 所示。其中,客舱高度及经济舱的座椅宽度、排距既是航空公司和乘客所关注的顶层需求,也是影响飞机机身尺寸的设计参数,因此,将其作为设计变量,研究其对飞机总体性能的影响。

优化的约束条件为:① 适航条款规定的起飞

第 2 阶段单发失效爬升梯度大于或等于 2.4%;② 飞机油箱容积大于需用燃油的体积;③ 飞机翼展小于 4E 级飞行区限制的 65 m。

采用遗传算法寻找优化问题的最优解。优化过程中,竞争力随优化代数的变化如图 7 所示。经过 133 代优化,竞争力变化趋于收敛。

表 4 设计参数取值范围
Table 4 Range of parameters

范围	单发海平面 最大静推力/kN	机翼参考 面积/m ²	机翼展 弦比	机翼1/4弦 线后掠角/(°)	机翼翼根 相对厚度	经济舱座 椅宽度/mm	经济舱座 椅排距/mm	客舱高度/m
下界	230	300	8.5	25	0.13	475	775	1.8
初始值	334	355	10.5	32	0.14	480	800	2
上界	400	430	11	36	0.15	525	850	2.3

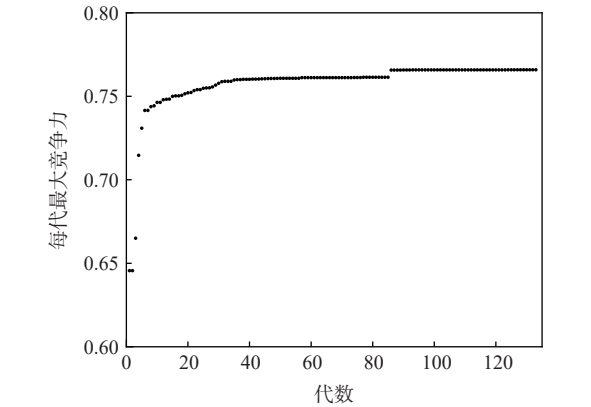


图 7 竞争力随优化代数的变化
Fig. 7 Change with generation

4.4 顶层需求指标的确定

从竞争力优化结果中选择竞争力最优的解,对应的顶层需求指标如表 5 所示。从表 5 中可以看出,在初始顶层需求的基础上,更为严格的座公里油耗需求和座公里成本需求可以为飞机带来更高的竞争力。

飞机的经济舱座椅宽度可以减小到 475 mm,因为更窄的座椅虽然会降低乘客的舒适度体验,但有利于减小客舱宽度,从而减小机身外形尺寸,带来结构质量和气动上的收益。飞机的座椅排距和客舱高度可以适当增加,因为座椅排距和客舱高度

表 5 顶层需求优化前后对比
Table 5 Comparison of top-level aircraft requirements

座公里油耗/(kg·km ⁻¹ ·座 ⁻¹)		变化/%	座公里成本/(元·km ⁻¹ ·座 ⁻¹)		变化/%
初步估值	优化结果		初步估值	优化结果	
0.022	0.020	-9.1	0.38	0.369	-2.9
经济舱座椅宽度/mm		变化/%	经济舱座椅排距/mm		变化/%
初步估值	优化结果		初步估值	优化结果	
480	475.0	-1.0	800	822.2	2.8
客舱高度/m		变化/%	设计航程/km		变化/%
初步估值	优化结果		初步估值	优化结果	
2	2.19	9.5	12 000	11 956	-0.4
展长/m		变化/%	起飞场长/m		变化/%
初步估值	优化结果		初步估值	优化结果	
61	61.1	0.2	2 700	2 397	-11.2
着陆场长/m		变化/%	单发失效二阶段爬升梯度/%		变化/%
初步估值	优化结果		初步估值	优化结果	
1 800	1 725	-4.2	3.5	3.6	2.9
进近速度/(m·s ⁻¹)		变化/%	起降总噪声/dB		变化/%
初步估值	优化结果		初步估值	优化结果	
70	71	1.4	278	276.8	-0.4
航线NO _x 排放		变化/%	签派可靠度/%		变化/%
初步估值	优化结果		初步估值	优化结果	
1 300	1 251	-3.8	98	98.3	0.3

对机身尺寸的影响相较于座椅宽度相对较小, 在初始顶层需求基础上, 增加座椅排距和客舱高度在提高乘客舒适度上的收益高于造成的飞机适应性的损失。

飞机的起飞场长和着陆场长需求在优化前后有较大的变化。初步拟定的起降场长需求过于宽松, 限制了飞机能够投入运营的机场。根据优化后的起降需求指标, 飞机在海平面标准大气条件下的起飞场长应该小于或等于 2 397 m, 着陆场长应该小于或等于 1 725 m, 能够适应更复杂的机场运营环境。

在优化后的顶层需求中, 飞机起飞单发失效 2 阶段爬升梯度需求指标提升到 3.9%, 该项需求指标严于适航条例所规定的 2.4%。更严格的爬升梯

度需求保证了飞机具有更高的安全性。

优化后航线 NO_x 排放量需求指标相较于初始排放需求减小了 3.8%, 飞机的航程需求指标相较于初始航程需求降低了 0.4%。在单位航程内, 优化后的 NO_x 排放量需求比初始 NO_x 排放量需求更加严格, 飞机的环保性更高。

表 6 为设计变量优化前后对比, 变量取值为竞争力最优的方案。飞机的发动机推力和机翼展弦比增加。更大的发动机推力带来更优秀的起飞性能和爬升性能, 提高飞机的适应性和安全性。更高的展弦比有利于减小巡航时的诱导阻力, 降低油耗, 提高飞机的经济性。

表 6 设计变量优化前后对比
Table 6 Comparison of variables

单发海平面最大静推力/kN			机翼参考面积/m ²			机翼展弦比			机翼 1/4 弦线后掠角/(°)		
初始值	优化值	变化/%	初始值	优化值	变化/%	初始值	优化值	变化/%	初始值	优化值	变化/%
334	341.5	2.2	355	339.1	-4.5	10.5	11.0	4.8	32	30.4	-5.0
机翼翼根相对厚度			经济舱座椅宽度/mm			经济舱座椅排距/mm			客舱高度/m		
初始值	优化值	变化/%	初始值	优化值	变化/%	初始值	优化值	变化/%	初始值	优化值	变化/%
0.14	0.131	-6.4	480	475.0	-1.0	800	822.2	2.8	2	2.19	9.5

飞机的机翼面积和机翼后掠角减小。由于机翼的相对厚度减小, 控制激波阻力所需要的机翼后掠角有所减小。更小的机翼面积和机翼后掠角有利于减轻飞机的结构质量。

5 结 论

1) 以一款宽体客机为例, 对客机的顶层需求进行权衡, 获得了更合理、更准确的顶层需求指标取值, 验证了基于综合评价优化的权衡方法的有效性。在权衡之后的顶层需求中, 飞机的经济性明显改善。

2) 在舒适性方面, 牺牲了座椅宽度, 但增加了座椅排距和客舱高度。根据新的需求, 飞机具备更小的噪声和更低的排放, 环保性有所提升。在适应性上, 飞机的航程略有减小, 但起降场长明显降低, 起飞单发失效 2 阶段爬升梯度有所提升, 机场适应性获得改善。更高的起飞单发失效 2 阶段爬升梯度也意味着飞机安全性的提高。同时飞机的签派可靠度略有提升, 具备更高的可靠性。

参考文献 (References)

[1] WALDEN D D, ROEDLER G J, FORSBERG K, et al. Systems engineering handbook: A guide for system life cycle processes and activities[M]. 4th ed. San Diego: Wiley, 2015: 47-56.
[2] ERES M H, BERTONI M, KOSSMANN M, et al. Mapping customer needs to engineering characteristics: An aerospace perspec-

tive for conceptual design[J]. Journal of Engineering Design, 2014, 25(1-3): 64-87.
[3] 黄俊, 武哲, 孙惠中, 等. 作战飞机总体设计评价准则和评估方法研究[J]. 航空学报, 2000, 21(1): 70-73.
HUANG J, WU Z, SUN H Z, et al. Study on evaluation criteria and assessment methodology for conceptual/preliminary design of combat aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2000, 21(1): 70-73(in Chinese).
[4] PARKER J. Mission requirements and aircraft sizing[C]//Proceedings of the Aircraft Systems, Design and Technology Meeting. Reston: AIAA, 1986.
[5] PETEILH N, KLEIN T, DRUOT T Y, et al. Challenging top level aircraft requirements based on operations analysis and data-driven models, application to takeoff performance design requirements[C]//Proceedings of the AIAA Aviation 2020 Forum. Reston: AIAA, 2020.
[6] TORENBEEK E. Advanced aircraft design: Conceptual design, analysis and optimization of subsonic civil airplanes[M]. Chichester: John Wiley and Sons, Ltd., 2013: 31-33.
[7] RAYMER D P. Aircraft design: A conceptual approach[M]. 6th ed. Washington, D.C.: AIAA, Inc., 2018: 9-15.
[8] SADRAEY M H. Aircraft design: A systems engineering approach[M]. Chichester: John Wiley and Sons, Ltd., 2013: 12-15.
[9] DIRKS G, MELLER F. Multidisciplinary design optimization - Enhanced methodology for aircraft and technology evaluation[C]//Proceedings of the 8th Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization. Reston: AIAA, 2000.
[10] 索欣诗, 李晓勇, 余雄庆, 等. 客机总体方案的综合评价方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2018, 50(4): 558-564.
SUO X S, LI X Y, YU X Q, et al. Comprehensive evaluation meth-

od for conceptual design of commercial aircraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2018, 50(4): 558-564(in Chinese).

[11] 宋笔锋, 张彬乾, 韩忠华. 大型客机总体设计准则与概念创新[J]. 航空学报, 2008, 29(3): 583-595.

SONG B F, ZHANG B Q, HAN Z H. The study of concept design criteria for large-scale passenger aircraft with new technologies[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(3): 583-595(in Chinese).

[12] 陈迎春, 张美红, 张森, 等. 大型客机气动设计综述[J]. 航空学报, 2019, 40(1): 522759.

CHEN Y C, ZHANG M H, ZHANG M, et al. Review of large civil aircraft aerodynamic design[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(1): 522759(in Chinese).

[13] VINK P, BRAUER K. Aircraft interior comfort and design[M]. Boca Raton: CRC Press, 2011.

[14] RICHARDS L G, JACOBSON I D. Ride quality assessment III: Questionnaire results of a second flight programme[J]. Ergonomics, 1977, 20(5): 499-519.

[15] CHAI X A, YU X Q, WANG Y. Tradeoff study between cost and environmental impact of aircraft using simultaneous optimization of airframe and engine cycle[J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2017, 2017: 1-10.

[16] CLARK P. Buying the big jets: Fleet planning for airlines[M]. Hampshire: Ashgate Publishing Limited, 2007: 29-41.

[17] 郭婧宜, 孙宇锋, 吴寒雪, 等. 基于STT与模糊QFD的装备质量特性分解方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(8): 1090-1095.

GUO J Y, SUN Y F, WU H X, et al. Decomposition method of equipment quality characteristic based on STT and fuzzy QFD[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(8): 1090-1095(in Chinese).

[18] 董彦非, 王礼沅, 王卓健, 等. 基于空战模式和AHP法的空战效能评估模型[J]. 系统工程与电子技术, 2006, 28(6): 885-888.

DONG Y F, WANG L Y, WANG Z J, et al. Air combat effectiveness assessment model based on operational pattern and analytic hierarchy process[J]. Systems Engineering and Electronics, 2006, 28(6): 885-888(in Chinese).

[19] LAMBE A B, MARTINS J R R A. Extensions to the design structure matrix for the description of multidisciplinary design, analysis, and optimization processes[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2012, 46(2): 273-284.

[20] CHAI X, YU X Q, WANG Y. Multipoint optimization on fuel efficiency in conceptual design of wide-body aircraft[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2018, 31(1): 99-106.

[21] FIELDING J. Introduction to aircraft design[M]. Cambridge: Cambridge University Press, 1999: 255-258.

Trade-off for top-level requirements of commercial aircraft using comprehensive evaluation and optimization

FAN Zhouwei^{1, 2}, YU Xiongqing^{1, *}, DAI Yalin¹

(1. Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-Advanced Design Technology of Flight Vehicle, College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Commercial Aircraft Corporation of China, Ltd., Shanghai 201210, China)

Abstract: As the key process of aircraft design, top-level requirements should be carefully considered at the beginning of design activities. A quantitative trade-off method for top-level requirements of commercial aircraft has been proposed. According to the relationship between top-level requirements and aircraft conceptual design, characteristics of aircraft concept can be regarded as a set of feasible top-level requirements. The trade-off of top-level requirements is transformed to the optimization of design parameters. With the consideration of five criteria, including economy, comfort, environmental protection, flexibility, and safety/reliability, a comprehensive evaluation model for top-level requirements of commercial aircraft is established. The optimal set of top-level requirements can be found by the optimization for the best result of the comprehensive evaluation model. In the case of wide-body commercial aircraft, more reasonable top-level requirements are obtained, which reveals the feasibility of the comprehensive evaluation and optimization method.

Keywords: commercial aircraft; top-level requirement; comprehensive evaluation; optimization; trade-off analysis

Received: 2021-11-05; **Accepted:** 2022-01-05; **Published Online:** 2022-01-25 18:15
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220121.2017.002.html
Foundation items: National Natural Science Foundation of China (12032011); Special Scientific Research Project for Civil Aircraft of the Ministry of Industry and Information
*** Corresponding author.** E-mail: yxq@nuaa.edu.cn