

文章编号:1674-8190(2016)02-225-05

关于减小油耗的飞机总体方案优化设计研究

张旭,岳良明,王斌

(中国航天空气动力技术研究院 第二研究所,北京 100074)

摘要: 油耗是衡量飞机经济性的最重要指标之一。根据 Breguet 航程公式分析降低飞机油耗的主要途径,并以某飞机的总体方案设计为工程背景,在总体布局变动不大的前提下,有针对性地研究巡航速度、巡航高度、机翼展弦比对飞机轮挡油耗与最大起飞重量的影响;根据研究结果对基本方案进行总体布局优化与方案衍变,分析方案衍变中轮挡油耗、使用空重以及最大起飞重量的变化情况。结果表明:在相同设计航程内,优化方案的轮挡油耗降低 3.92%,最大起飞重量减少 100 kg。

关键词: 飞机总体设计;总体布局;轮挡油耗;最大起飞重量;参数优化;

中图分类号: V221.6

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2016.02.013

Optimization Design of an Airplane General Scheme on the Reduction of Fuel Consumption

Zhang Xu, Yue Liangming, Wang Bin

(The Second Research Institute, China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

Abstract: Fuel consumption is one of the most important parameters in judging the economical efficiency of airplanes. Based on the Breguet range equation, main ways to reduce the fuel consumption of airplane are discussed. Under the background of conceptual design of an airplane, influence studies of cruise speed, cruise altitude and aspect ratio of wing on the block fuel and the maximum take-off weight(MTOW) are carried out on the premise of little change in the general layout. According to the research results, general layout optimization and certain developments are applied to the initial design, and the changes of block fuel, operational empty weight(OEW) and MTOW are analyzed during the developments. The results indicate that the optimization design brings a 3.92% decrease in the block fuel and a 100 kg reduction in MTOW during the same design range.

Key words: airplane general design; general layout; block fuel; MTOW; parameter optimization

0 引言

随着燃油价格的不断上涨,飞机的燃油成本已经占到航空公司运营成本的 40% 以上^[1],导致许多航空公司面临着成本上升、效益下降的困境,油耗成为衡量飞机经济性的一项重要指标,更直接影响飞机的市场竞争力^[2-4]。与此同时,国际社会对节能减排的呼声日益高涨,例如欧盟从 2012 年起已对所有进出欧洲国家机场的航班征收碳排放税,

作为高能耗的民航运输业也不得不积极应付^[5]。

国外针对民机概念设计已有较为成熟的商业软件(例如 Piano-X、AAA 等^[6]),这些软件对油耗、经济性都有所涉及,但仍存在很多不足,包括模块化不强,难以兼容优化平台等。国内李晓勇等^[7]对经济性设计的技术途径进行了一些探索,周琳等^[8]研究了一种油耗指标的分解方法。上述研究多数针对设计理念和方法,并未将关于油耗的总体布局优化有机融合到概念设计流程中。

本文分析降低飞机油耗的主要途径,研究巡航速度、巡航高度、机翼展弦比对飞机轮挡油耗与最大起飞重量的影响,并根据研究结果进行布局优化

收稿日期:2016-01-18; 修回日期:2016-02-24

通信作者:岳良明,250819185@qq.com

与方案衍变。

1 理论分析与设计途径

1.1 理论分析

飞机航程的 Breguet 公式^[9]:

$$R = \frac{V}{SFC} \cdot \frac{L}{D} \cdot \ln\left(1 + \frac{W_F}{W_P + W_{OE}}\right) \quad (1)$$

式中: R 为飞机航程; V 为飞行速度; SFC 为发动机比油耗; L/D 为飞机升阻比; W_F 为燃油重量; W_P 为商载重量; W_{OE} 为使用空重。

由式(1)可得

$$W_F = \left[\exp\left(\frac{R \cdot SFC}{V \cdot \frac{L}{D}}\right) - 1 \right] \cdot (W_P + W_{OE}) \quad (2)$$

由式(2)可知,降低飞机油耗的可能途径包括减小 $R \cdot SFC$ 项、减小 W_{OE} 项、增大 $V \cdot \frac{L}{D}$ 项。

1.2 主要设计途径

通常航程 R 、商载 W_P 已在设计要求中给定,因此降低飞机油耗的主要途径为:采用比油耗 (SFC) 低的发动机,减小使用空重 W_{OE} ,增大航程因子 $V \cdot \frac{L}{D}$ 。

(1) 采用比油耗低的发动机

优化循环参数,提高涵道比、总压比及涡轮前燃气温度等;在高亚音速范围内,提高涡扇发动机的涵道比不仅有利于降低耗油率,还可以大大降低喷气噪音^[10-11],因此现代民用飞机几乎全部采用高涵道比的涡扇发动机。

(2) 减小结构重量

①提高先进材料应用比例,例如复合材料、铝锂合金等。

②减小机翼后掠角可以在一定程度上降低结构重量。

(3) 增大航程因子 $V \cdot \frac{L}{D}$

①保持升阻比 L/D ,提高飞行速度 V 。

提高飞行速度 V ,导致相应的机翼后掠角增大,结构重量增加;提高飞行速度 V ,抖振特性设计难度大幅增加^[12]。

②保证两者乘积增大或不变的前提下,提高升

阻比 L/D ,降低飞行速度 V 。

利用增大机翼展弦比来提高升阻比 L/D ,同时也会导致结构重量增加;降低飞行速度 V 会使相应的机翼后掠角减小,结构重量减小;降低飞行速度 V ,发动机比油耗降低,由式(2)可知燃油重量降低。

2 设计因素影响分析

2.1 基本方案描述

根据设计目标与要求,某飞机基本方案采用常规布局形式:后掠下单翼、双发翼吊、低平尾及前三点可收放起落架。主要设计参数与结果如表 1 所示。

表 1 基本方案设计结果

Table 1 Basic planning description

参数	数值
巡航马赫数	0.78
巡航高度/ft	35 000~39 000
设计航程/nm	1 200
机翼面积/m ²	98.67
机翼展弦比	9.5
机翼 1/4 弦线后掠角/(°)	24.5
轮挡油耗/kg	4 823
机翼重量/kg	5 299
使用空重/kg	30 878
最大起飞重量/kg	49 467

2.2 巡航速度影响

固定飞机的使用空重,选取一组不同的巡航速度 (Ma 为 0.71~0.78),在设计航程内分别计算其最大起飞重量 (Maximum Take-off Weight, 简称 MTOW) 与轮挡油耗,对比分析结果分别如图 1~图 2 所示。

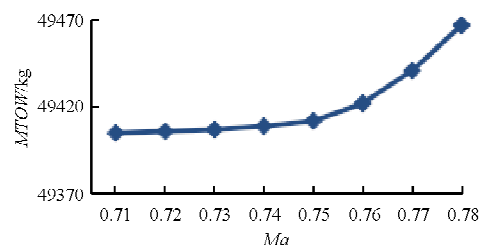


图 1 最大起飞重量随巡航速度变化曲线

Fig. 1 MTOW vs. cruising speed

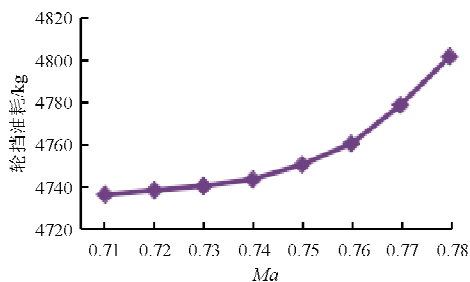


图 2 轮挡油耗随巡航速度变化曲线
Fig. 2 Block fuel mass vs. cruising speed

从图 1 可以看出:巡航马赫数在 0.71~0.75 时,最大起飞重量变化极小;巡航马赫数在 0.75~0.78 时,最大起飞重量变化稍大。

从图 2 可以看出:在该设计航程内轮挡油耗随巡航速度的提高呈增加趋势;以 $Ma=0.74$ 为界, $Ma<0.74$ 时轮挡油耗增长缓慢,而 $Ma>0.74$ 时轮挡油耗增长显著。

经估算,同一架飞机在 35 000 ft 高度巡航时,巡航马赫数由 0.78 减小至 0.74,1 200 nm 航段的飞行时间增加约 7 min,轮挡耗油量减少约 2.1%。若按巡航马赫数 0.74 进行设计,则耗油量可进一步减少。

2.3 巡航高度影响

固定飞机的使用空重,设定一组不同的巡航高度(H 为 35 000~41 000 ft),在设计航程内分别计算分析其最大起飞重量与轮挡耗油量,对比分析结果如图 3~图 4 所示。可以看出:在该设计航程内,最大起飞重量与轮挡油耗均随巡航高度的升高而减小。随着高度的升高,空气密度和温度不断减小,飞机阻力也不断减小,发动机耗油率也相应减小,因此轮挡油耗降低。

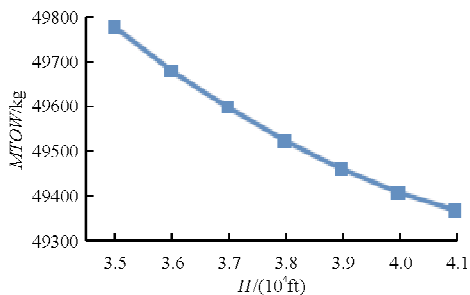


图 3 最大起飞重量随巡航高度变化曲线
Fig. 3 MTOW vs. cruising altitude

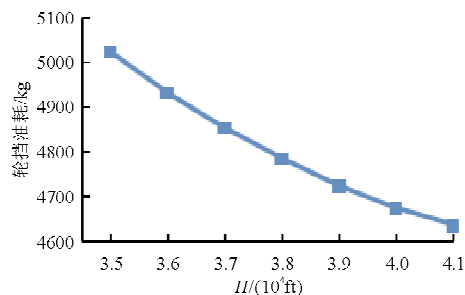


图 4 轮挡油耗随巡航高度变化曲线
Fig. 4 Block fuel mass vs. cruising altitude

2.4 机翼展弦比影响

为了研究“利用增大机翼展弦比来提高升阻比”的节油途径是否可行,在保持机翼面积不变的同时增大展弦比,并计算分析相应的最大起飞重量与设计航程内的轮挡油耗,分析结果如图 5~图 6 所示。

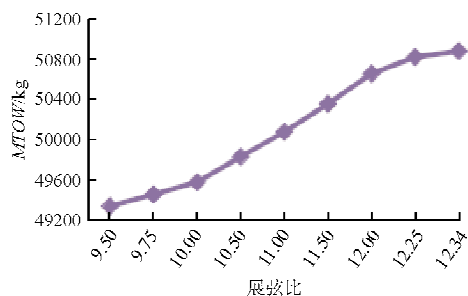


图 5 最大起飞重量随机翼展弦比变化曲线
Fig. 5 MTOW vs. aspect ratio of wing

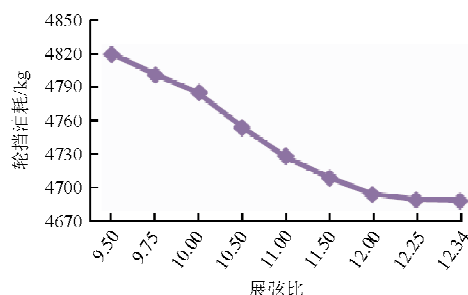


图 6 轮挡油耗随机翼展弦比变化曲线
Fig. 6 Block fuel mass vs. aspect ratio of wing

从图 5~图 6 可以看出:在该设计航段内,轮挡油耗随机翼展弦比增大而减小,但最大起飞重量随展弦比增大而增大。同时大展弦比机翼带来的结构大变形问题在设计中也不容忽视。因此,该设

计变量仍需综合权衡,通过合适的优化方法得出。

3 布局优化与方案衍变

3.1 总体布局优化

将基本方案的设计巡航马赫数由 0.78 修改为 0.74,巡航高度由 35 000~39 000 ft 修改为 37 000~41 000 ft 阶梯巡航。由于基本方案的参数已确定,因此只针对机翼的主要参数进行布局优化,基本参数设置如下:

- (1) 固定参数:航程 1 200 nm;
- (2) 优化变量:机翼展弦比;1/4 弦线后掠角;
- (3) 目标函数: $\min f(W_{BF}, W_{TO})$

$$f(W_{BF}, W_{TO}) = W_{TO} + 2W_{BF} \quad (3)$$

式中: W_{BF} 为轮挡油重; W_{TO} 为最大起飞重量。

优化后得到的结果如表 2 所示。

表 2 优化方案结果

Table 2 Optimized results

参 数	数 值
巡航马赫数	0.74
巡航高度/ft	37 000~41 000
设计航程/nm	1 200
机翼面积/m ²	98.67
机翼展弦比	11.0
机翼 1/4 弦线后掠角/(°)	20.0
轮挡油耗/kg	4 634
机翼重量/kg	5 586
使用空重/kg	31 009
最大起飞重量/kg	49 367

3.2 方案衍变

根据优化结果,从基本方案到优化方案的布局及参数衍变如下:①机翼 1/4 弦线后掠角减小至 20°;②机翼展弦比增大为 11.0;③设计巡航马赫数降低至 0.74;④设计巡航高度修改为 37 000~41 000 ft 阶梯巡航。

由基本方案到优化方案的布局变化如图 7 所示,方案衍变中轮挡油耗、使用空重以及最大起飞重量的变化情况如图 8~图 10 所示。

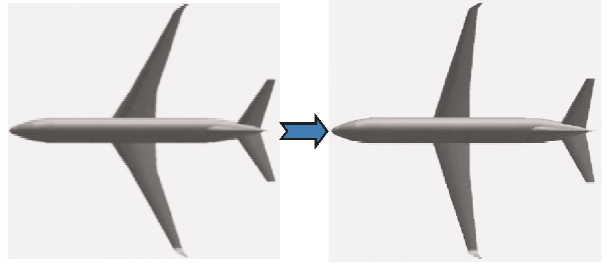


图 7 布局优化前后对比

Fig. 7 Comparison of the basic layout and the optimized layout

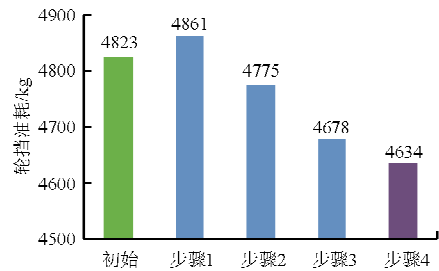


图 8 方案衍变中轮挡油耗变化图

Fig. 8 Changes of block fuel mass

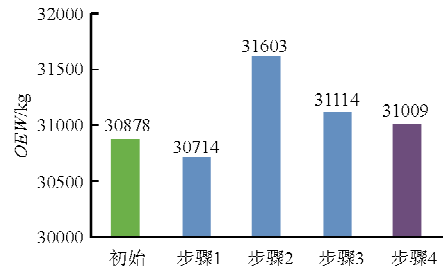


图 9 方案衍变中使用空重变化图

Fig. 9 Changes of OEW

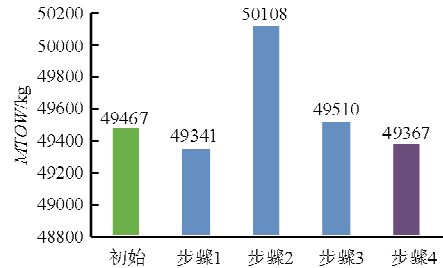


图 10 方案衍变中最大起飞重量变化图

Fig. 10 Changes of MTOW

从图 7~图 10 可以看出:优化方案在设计航程内的轮挡油耗降低 3.92%,使用空重增加 131 kg (0.42%),最大起飞重量减少 100 kg (0.20%)。

4 结 论

(1) 在设计航程内,该飞机的轮挡油耗随巡航速度的提高而增长,且以 $Ma=0.74$ 为界, $Ma<0.74$ 时轮挡油耗增长缓慢,而 $Ma>0.74$ 时轮挡油耗增长显著;轮挡油耗与最大起飞重量均随巡航高度的升高而减小;轮挡油耗随机翼展弦比增大而减小,但最大起飞重量随展弦比增大而增大。

(2) 机翼展弦比、1/4 弦线后掠角等布局参数是与巡航速度、巡航高度等顶层设计参数密切相关的,变参数分析结果为方案优化提供了主要设计思想:降低巡航速度、提高阶梯巡航高度,并相应减小机翼 1/4 弦线后掠角、增大机翼展弦比。

(3) 在权衡选出巡航速度、巡航高度等设计参数的情况下,采用合适的算法优化得出机翼展弦比、1/4 弦线后掠角等布局参数是一种有效可行的设计途径。

参考文献

- [1] 刘清贵. 直面高油价的挑战——中国民航节油中的问题和 建议[J]. 中国民用航空, 2005(8): 66-68.
Liu Qinggui. Face the challenges of high oil price; problems and suggestion of oil saving CAAC[J]. Aviation Economics & Technology, 2005(8): 66-68. (in Chinese)
- [2] Sam Bruner, Scott Baber, Chris Harris, et al. NASA N+3 subsonic fixed wing silent efficient low-emissions commercial transport (SELECT) vehicle study[R]. NASA CR-2010-216798, 2010.
- [3] Greitzer E M, Hollman J S, Lord W K, et al. N | 3 aircraft concept designs and trade studies[R]. NASA/CR-2010-216794, 2010.
- [4] Martin M Dangelo, John Gallman, Vicki Johnson, et al. N | 3 small commercial efficient and quiet transportation for year 2030-2035[R]. NASA CR-2010-216691, 2010.
- [5] 刘芳. 下降阶段的飞机油耗优化建模方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
Liu Fang. Research on optimization modeling of aircraft fuel consumption in terminal descent[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)
- [6] Daniel P Raymer. Aircraft design; a conceptual approach [M]. USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1989.
- [7] 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. (in Chinese)
- [8] 周琳, 余雄庆. 先进客机设计中油耗指标的分解方法[J]. 航空计算技术, 2013, 43(5): 7-10.
Zhou Lin, Yu Xiongqing. Decomposition of index for fuel burn in advanced airliner design[J]. Aeronautical Computing Technique, 2013, 43(5): 7-10. (in Chinese)
- [9] Jan Roskam. Airplane design[M]. USA: Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985.
- [10] Daniel P Raymer, Jack Wilson, Douglas H Perkins, et al. Advanced technology subsonic transport study-N | 3 technologies and design concepts[R]. NASA TM-2011-217130, 2011.
- [11] Pritesh C Mody, Sho Sato, David K Hall, et al. Conceptual design of an N | 3 hybrid wing body subsonic transport[C]. AIAA-2010-4812, 2010.
- [12] L R 詹金森, P 辛普金, D 罗兹. 民用喷气飞机设计[M]. 李光里, 吴兴世, 华俊, 等, 译. 北京: 航空工业出版社, 2014.
Jenkinson L R, Simpkin P, Rhodes D. Civil jet aircraft design[M]. Translated by Li Guangli, Wu Xingshi, Hua Jun, et al. Beijing: Aviation Industry Press, 2014. (in Chinese)

作者简介:

张 旭(1985—),男,工程师。主要研究方向:飞机总体设计、气动弹性分析与设计。

岳良明(1982—),男,工程师。主要研究方向:飞机总体、气动设计。

王 斌(1980—),男,高级工程师。主要研究方向:飞机总体设计、气动优化。

(编辑:赵毓梅)