

基于 Kriging 代理模型的运输机机翼多学科优化设计

李育超*, 齐婵颖, 高通锋

中国飞行试验研究院, 陕西 西安 710072

摘要: 在传统的飞机设计中, 并未在初步设计阶段充分考虑气动弹性问题, 难以得到最优设计。在这样的背景下, 本文以运输机机翼为研究目标, 发展初步设计阶段的机翼气动 / 结构优化设计方法。采用基于 Kriging 代理模型的优化方法, 在巡航状态下对运输机机翼进行了单点优化设计。气动学科采用全速势方程, 结构学科采用 Ansys 有限元分析, 以升阻比和结构重量为目标进行优化设计, 初步验证了本文方法的有效性。

关键词: 机翼设计; 气动 / 结构优化; 代理模型; 机翼重量; 升阻比

中图分类号: V214.8 文献标识码: A DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2018.03.020

机翼设计中, 气动 / 结构 / 燃油 / 推进 / 重量 (质量) / 控制各学科相互影响。其中, 气动 / 结构之间的影响尤为重要。对于运输类飞机来说, 由于其大展弦比的特征, 机翼在气动力的作用下会产生较大的弯曲和扭转变形, 这样的变形会使机翼气动性能发生很大变化, 而且还会产生颤振, 即机翼静 / 气动弹性问题。在传统的飞机设计中, 并未在初步设计阶段充分考虑气动弹性问题, 难以得到最优设计。在这样的背景下, 本文拟以运输机机翼为研究目标, 发展初步设计阶段的机翼气动 / 结构优化设计方法, 采用基于 Kriging 代理模型^[1-4]的优化方法, 在巡航状态下, 对运输机机翼进行单点优化设计。

1 优化设计方法

本次运输机机翼气动 / 结构优化设计采用基于 Kriging 代理模型的优化框架, 设计变量包括机翼外形参数和主要结构尺寸参数; 约束条件为: 机翼面积、最大升力、机翼最大变形、机翼最大应力; 在目标函数的设置中, 结构和气动学科分别选取机翼重量和升阻比为优化设计目标 (机翼结构重量最小化, 升阻比最大化)。

多目标优化设计采用拉丁超立方生成初始样本点, 输

入样本点对应的机翼结构形状进行气动弹性分析。随后, 根据所有的样本点及其气弹计算的响应值建立 Kriging 代理模型, 使用遗传算法寻优, 反复迭代直至达到最大样本点, 最终求出 Pareto 解集^[5,6], 如图 1 所示。

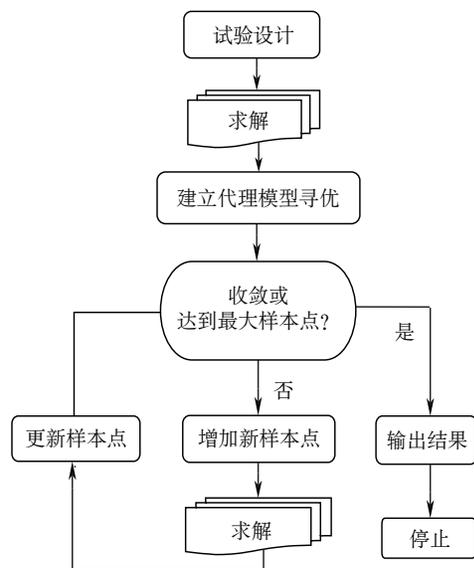


图 1 代理模型优化设计流程

Fig.1 Optimization procedure with surrogate model

收稿日期: 2017-11-27; 退修日期: 2018-01-04; 录用日期: 2018-02-06

* 通信作者 .Tel.: 18182692371 E-mail: 410958024@qq.com

引用格式: Li Yuchao, Qi Chanying, Gao Tongfeng. Multi-disciplinary optimization of transport aircraft wing based on Kriging surrogate model [J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29 (03): 20-24. 李育超, 齐婵颖, 高通锋. 基于 Kriging 代理模型的运输机机翼多学科优化设计 [J]. 航空科学技术, 2018, 29 (03): 20-24.

2 优化设计

2.1 气动模型

本次研究气动学科采用全速势方程加黏性修正的方法进行翼身组合体气动特性分析。针对高亚声速运输机机翼的初步设计选取的设计参数如下：巡航高度 10000m, 设计起飞总重 54t, 巡航速度 $Ma0.76$, 机翼参考面积 $105m^2$, 使用内外两段式机翼结构^[7]。优化设计中既考虑了机翼表面气动力对结构变形产生的影响, 也考虑了机翼结构变形对其表面气动力分布的影响。为使机翼设计更接近实际情况, 选取了翼身组合体作为气动学科分析对象, 这样就可以将机身对机翼的气动干扰考虑进来。如图 2 所示, x, y, z 为机身坐标系, x 向为机体轴向, z 向为翼展方向, y 根据右手规则确定。

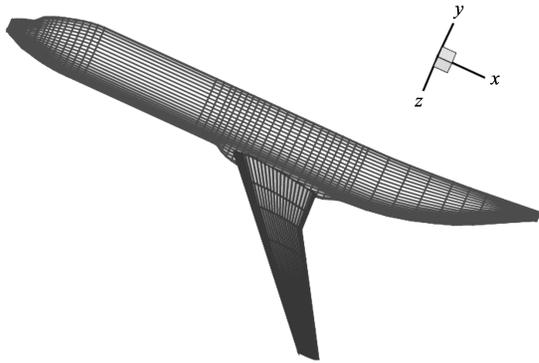


图 2 翼身组合体示意图

Fig.2 Wing-body combination diagram

本次优化设计采用超临界翼型, 从翼根到翼尖配置了 8 个不同的翼型, 图 3 给出了内外翼对接处和翼尖的翼型。

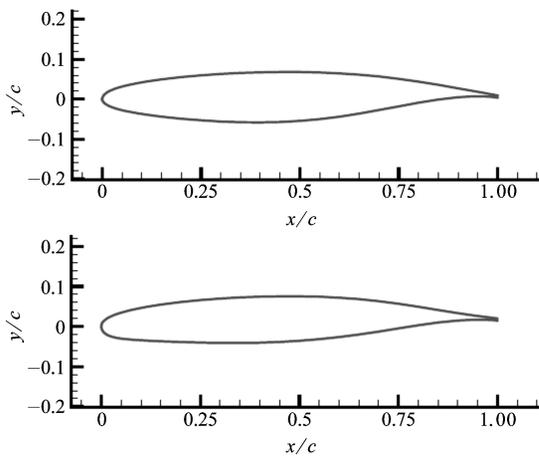


图 3 机翼不同位置处翼型外形示意图

Fig.3 Airfoil at different wing locations diagram

2.2 结构模型

运输机机翼一般采用单块式机翼结构, 有助于提高结构承弯、扭的效率, 而且对提高蒙皮局部刚度、保证气动外形及改善气弹特性都是有利的。

根据以上分析, 本文选取双梁单块式机翼结构布局, 前梁布置在机翼弦向 20% 的位置, 后梁布置在弦向 60% 的位置, 前、后梁均为工字梁, 梁的上、下缘条及长桁压入机翼蒙皮为增大机翼内部空间放置起落架, 后梁在机翼内段有转折; 沿翼展方向共有 21 根翼肋; 上、下蒙皮均采用壳单元。机翼结构如图 4 所示。气动/结构计算中, 通过多点挑载荷转换方法^[8]将气动力载荷施加到结构网格上。

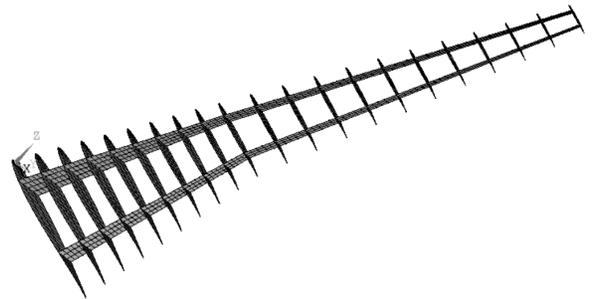


图 4 机翼结构示意图

Fig.4 Wing structure diagram

机翼的材料选择为铝合金 Ly12^[9], 其性能参数见表 1。

表 1 机翼结构材料属性

Table 1 Properties of wing materials

材料	弹性模量 /Pa	泊松比	σ_s /Pa
Ly12	72×10^9	0.3	0.412×10^9

2.3 机翼优化设计模型

在实际的飞机设计中, 设计者希望能通过多目标优化设计给出一个优化解集, 即 Pareto 解集^[10], 使设计者能对可能的设计方案有全面的认识, 以便更好地进行权衡和折中, 提高设计效率。

本文对翼身组合体的机翼进行设计, 选取翼身组合体进行气动分析, 结构学科则只需分析根部固支的机翼结构。机身长度、整流包的位置及机身数据都不变, 因此机翼相对与机身的位置和翼根弦长也保持不变。考虑到起落架收放和发动机吊装等因素, 机翼内段长度保持不变, 翼肋厚度设定为 2mm。

本次优化设计共包括 8 个设计变量, 分别为 4 个外形

尺寸参数和 4 个结构尺寸参数,对同等规格的民用飞机进行统计后确定设计变量的取值范围见表 2。

表 2 设计变量取值范围
Table 2 Number range of design parameters

设计变量	符号	下限	上限
展长 /m	b	26	34
梢根比	λ	0.2	0.4
扭转角 / (°)	θ	-3	-1
前缘后掠角 / (°)	A	25	35
前梁腹板厚度 /mm	T_{FS}	4	8
后梁腹板厚度 /mm	T_{BS}	4	8
下蒙皮厚度 /mm	T_{LS}	4	12
上蒙皮厚度 /mm	T_{US}	4	12

按照本文机翼的基本设计要求,气动学科约束条件如下:

(1) 升力: 飞机设计总重 54t,则在巡航状态下机翼必须提供可以平衡重量的升力,即 $L \geq 54tf$ ($1tf \approx 9.8kN$)。

(2) 机翼面积: 机翼参考面积为 $105m^2$,为防止翼载发生较大变化,设计产生的机翼面积不能过多地偏离该参考值,因此,本文设置的面积偏差为 $\pm 5m^2$,即 $100m^2 \leq S_{wing} \leq 110m^2$ 。

结构学科的约束条件如下:

(1) 强度: 通过 Ansys 有限元仿真计算,机翼结构最大应力 $\sigma_{max} \leq 412000000/1.5$ 。考虑 1.5 的安全系数。

(2) 刚度: 通过 Ansys 有限元分析,机翼最大变形 $\delta_{max} \leq 1m$ 。

在多目标优化设计中,重量和升阻比各为目标函数,用式 (1) 和式 (2) 表示,通过优化设计会得出一个最优方案解集:

$$Obj(1) = \text{重量} / 100 \quad (1)$$

$$Obj(2) = -L/D \quad (2)$$

2.4 优化设计结果

本次优化设计选取 100 个初始样本点,最大样本点数为 300,遗传算法最大代数 400 代,种群规模 50,交叉概率 0.9,变异概率 0.125。循环 200 次达到最大样本点数,优化结束。求得 Pareto 解集如图 5 所示。

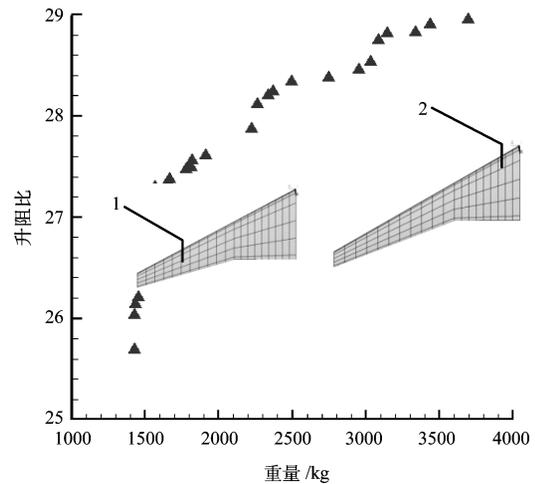


图 5 多目标优化设计结果
Fig.5 Result of multi-objective optimization

通过图 5 并结合表 3、表 4 可以发现, Pareto 解集前半段斜率很大,随着重量的增加升阻比增加很快,当升阻比超过 27 时, Pareto 前缘斜率显著减小,随着重量增加升阻比增长缓慢。这主要是由于当升阻比超过 27 继续增长时,翼展势必增加,机翼变形和扭转进一步加剧,而要维持机翼的形状、获得更好的气动特性,就要增加更多的结构尺寸来满足更加苛刻的结构变形要求。这一特点符合结构、气动学科的基本规律,结果是合理的。(表 4 中, $1kgf \approx 9.8N$)

表 3 Pareto 解集解 Pareto-1、Pareto-2 对应的设计变量
Table 3 Design parameters value of Pareto-1 and Pareto-2

	b/m	λ	$\theta / (^\circ)$	$A / (^\circ)$	T_{FS}/mm	T_{BS}/mm	T_{LS}/mm	T_{US}/mm
Pareto-1	30.3	0.2	-1	27.9	4.00	4.82	4.00	4.00
Pareto-2	33.4	0.2	-1	29.6	4.00	5.23	5.65	11.99

表 4 Pareto 解集解 Pareto-1、Pareto-2 对应的响应
Table 4 Response value of Pareto-1 and Pareto-2

	$L / (10^3 / kgf)$	S_{wing}/m^2	$\sigma_{max}/10^9Pa$	δ_{max}/m	重量/kg	L/D
Pareto-1	54.36	106.24	0.244	0.90	1497	26.93
Pareto-2	56.91	110.06	0.172	0.91	3036	28.51

Pareto-1 及 Pareto-2 对应的机翼表面压力分布图如图 6 所示。两个机翼均达到了超临界机翼的设计要求,

Pareto-1 的机翼表面压力分布比 Pareto-2 更光滑一些,这主要是因为 Pareto-2 对应的机翼翼展更长、后掠角更大,机翼的变形和扭转更严重,所以其压力分布不如 Pareto-1 光滑。Pareto-1 及 Pareto-2 对应的机翼表面局部压力分布不均匀主要是由局部蒙皮不光滑造成的。(C_p 为压力系数)

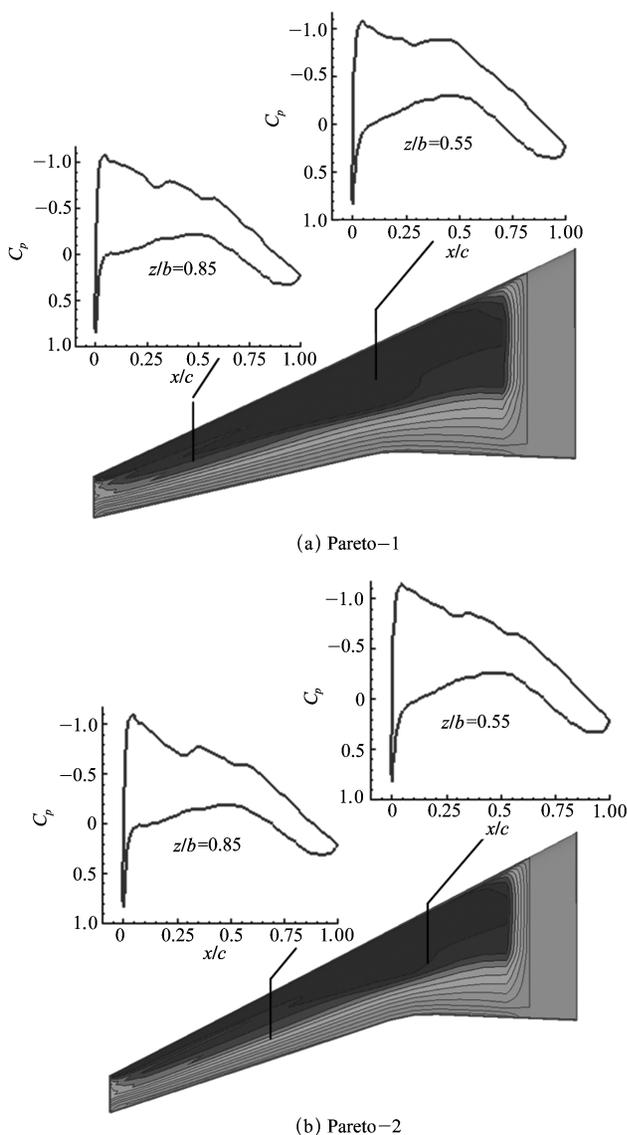


图6 Pareto-1、Pareto-2 对应的机翼表面压力分布
Fig.6 Wing surface pressure distribution of Pareto-1 and Pareto-2

Pareto-1 及 Pareto-2 对应的机翼结构应力云图如图7所示。通过对比 Pareto-1 及 Pareto-2 的结构应力云图发现, Pareto-1 的应力明显大于 Pareto-2,这主要是由于 Pareto-2 的结构重量大,蒙皮、梁等结构的厚度较大;但 Pareto-2 的翼展较大,所以 Pareto-1 及 Pareto-2 的翼尖最大变形接近。

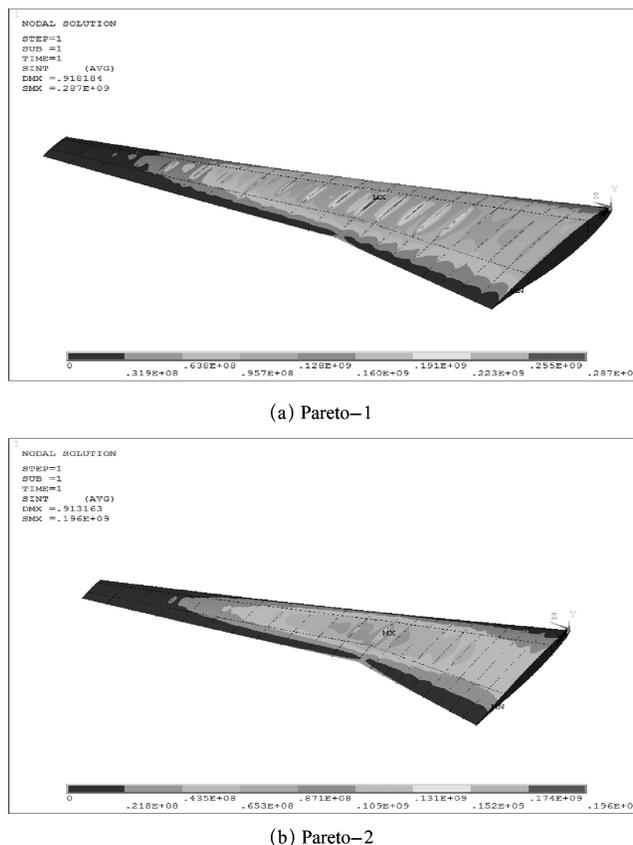


图7 Pareto-1、Pareto-2 对应的机翼结构应力云图
Fig.7 Stress nephogram of wing structure of Pareto-1 and Pareto-2

3 结束语

本文以机翼重量和升阻比作为目标函数对运输机机翼进行了多目标优化设计,从而得到一个优化解集。初步验证了本文所述方法的有效性,可以为设计者在权衡利弊、综合各方面性能时提供更多的选择。



参考文献

- [1] Han Z H. Hierarchical Kriging model for variable-fidelity surrogate modeling[R]. AIAA, 2012.
- [2] Han Z H. Improving adjoint-based aerodynamic optimization via gradient-enhanced Kriging[R]. AIAA, 2012.
- [3] Liu Jun, Han Zhonghua, Song Wenping. Efficient Kriging-based aerodynamic design of transonic airfoils: some key issues[C]//50th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2012.
- [4] Han Zhonghua, Zimmermann R, Görtz S. Alternative cokriging model for variable-fidelity surrogate modeling[J]. AIAA Journal, 2012, 50 (5): 1205-1210.
- [5] Kim Y, Lee D H, Kim Y, et al. Multidisciplinary design

- optimization of supersonic fighter wing using response surface methodology[R]. AIAA, 2002.
- [6] Wakayama S, Kroo I. The challenge and promise of blend-wing-body optimization[R]. AIAA, 1998.
- [7] 张科施. 飞机设计的多学科优化方法研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2006.
- Zhang Keshi. Multi-disciplinary optimization method research of aircraft [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2006. (in Chinese)
- [8] 陈全礼, 熊建琦. 飞机结构静强度试验载荷等效方法应用 [J]. 飞机工程, 2005 (1): 63-65.
- Chen Quanli, Xiong Jianqi. Application of the load equivariant method on aircraft static strength test[J]. Aircraft Engineer, 2005 (1): 63-65. (in Chinese)
- [9] 《中国航空材料手册》编委会. 中国航空材料手册 [M]. 北京: 中国标准出版社, 2002.
- Aviation Material Committee of China. Aviation material brochure of China[M]. Beijing: China Standards Press, 2002. (in Chinese)
- [10] Tappeta R V, Renaud J E. Multi-objective collaborative optimization[J]. ASME Journal of Mechanical Design, 1997 (3): 403-411.

作者简介

李育超 (1989—) 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 飞行载荷与强度测量。

Tel: 18182692371

E-mail: 410958024@qq.com

Multi-disciplinary Optimization of Transport Aircraft Wing Based on Kriging Surrogate Model

Li Yuchao*, Qi Chanying, Gao Tongfeng

Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710072, China

Abstract: In traditional aircraft design, aero-elasticity is not taken into full consideration during preliminary design, therefore, it's difficult to get an optimal result. Under this background, this thesis researched on transport aircraft wing, developing aero-structure optimization design method in preliminary design stage. Kriging surrogate model was introduced to optimize the transport aircraft wing under cruise condition. Full-potential equation and Ansys were adopted separately in aerodynamic and structure disciplines. The optimization objectives are weight and lift-drag ratio, the effectiveness of the method is verified initially.

Key Words: wing design; aero-structure optimization; surrogate model; wing weight; lift-drag ratio

Received: 2017-11-27; Revised: 2018-01-04; Accepted: 2018-02-06

*Corresponding author. Tel.: 18182692371 E-mail: 410958024@qq.com