

文章编号:1674-8190(2017)01-092-06

多学科设计优化方法在飞机设计中的应用研究

邹宁,冯文梁,滕杰,周伟

(成都飞机工业(集团)有限责任公司 技术中心,成都 610092)

摘要: 多学科设计优化(MDO)方法是提高飞机设计效率,得到最优设计方案的有效手段。在飞机设计过程中,需要确保飞机静安定裕度满足使用要求,因此需要充分考虑总体、气动等学科专业的耦合效应。针对这一问题,基于 MDO 软件 Modelcenter 构建飞机外形多学科优化协同设计流程,通过对某型飞机外形优化设计的实例分析,得到该机的最优外形修改方案,证明了 MDO 方法在飞机设计中应用的高效性。

关键词: 多学科设计优化;飞机设计;静安定裕度;优化算法;外形参数化

中图分类号: V221; TP391

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2017.01.014

Research on Application of Multidisciplinary Design Optimization Methods in Aircraft Design

Zou Ning, Feng Wenliang, Teng Jie, Zhou Wei

(Technical Center, Chengdu Aircraft Industrial(Group) Co., Ltd., Chengdu 610092, China)

Abstract: Multidisciplinary design optimization(MDO) methods are the effective means to improve the aircraft design efficiency and achieve the optimal design scheme. During the process of aircraft design, the pitching static margin of aircraft must meet the usage requirement, therefore the coupling affections between general layout and aerodynamics must be considered. To solve this problem, a practicable solution is proposed. The collaborative MDO process of aircraft configuration is created based on Modelcenter. The MDO of a certain aircraft configuration is taken as an example. The optimal configuration scheme of this aircraft is obtained. The high effective of MDO methods applied in aircraft design is proved.

Key words: multidisciplinary design optimization(MDO); aircraft design; pitching static margin; optimization algorithm; geometric parameterization

0 引言

多学科设计优化(Multidisciplinary Design Optimization,简称 MDO)的思想最初是由美籍波兰人 J. Sobieszczanski-Sobieski 于 1982 年首次提出的^[1]。经过三十多年的发展,MDO 方法已经被应用于航空、航天、汽车、电子、机械、建筑等领域的各个设计环节和阶段。

飞机研制涵盖了多个学科和专业,是一个典型

的复杂系统工程。由于飞机系统的复杂性和用户对飞机需求的多样性,使得现代飞机设计工作成为一个反复迭代、多轮逼近的复杂过程。传统飞机设计工作与一般的系统分析工作不同,几乎不存在唯一性,对于相同的设计要求,常会有若干个不同的设计方案,可归结为一类优化设计问题。分析计算一个方案的工作量巨大,若改变设计参数,则需重新估算质量、推进性能、气动特性等,并在此基础上再次计算飞机的各项性能,在很大程度上增加了计算成本、延长了设计周期^[2]。采用 MDO 方法对飞机全机及其各系统设计参数进行优化分析,是缩短迭代周期,确保研制节点,进而得到最优设计方案的有效手段。

收稿日期:2016-11-20; 修回日期:2017-01-02

通信作者:邹宁,zouning1979@163.com

MDO 是在航空航天领域发展起来的,因此航空航天领域一直是 MDO 应用的主要领域,也是促进 MDO 不断发展的主要动力^[3]。航空业发达国家均非常重视 MDO 方法在飞机设计中的应用研究,发展资助了一系列飞行器 MDO 研究计划。自 1994 年起,美国对有关高速民用飞机的 MDO 问题进行了较为广泛的研究^[4-5],NASA 与工业界合作研制了高速民用飞机多学科设计优化系统 HSCT^[6]。随后 NASA 又启动了先进工程环境项目(Advanced Engineering Environment,简称 AEE)^[7],旨在为新一代可重复使用空间飞行器的概念设计提供一个协同设计环境。20 世纪 90 年代末,欧洲实施了为期三年的多学科设计优化研究计划^[8],其主要目的是在分布式环境下集成各学科软件,探索一种设计复杂航空产品的方法和工具。在欧盟第六框架下,针对 2020 年航空工业的发展趋势,欧盟开展了 VIVAC(Value Improvement through a Virtual Aeronautical Collaborative Enterprise)项目^[9],旨在为飞机和发动机设计提供先进的虚拟协同设计环境。MDO 方法的广泛应用也促进了 MDO 商用软件的开发,目前国外软件公司已先后推出了 Modelcenter、Isight、OPTIMUS 等多种 MDO 商用软件。

我国航空领域的 MDO 研究起步较晚,最近十年,航空类院校和科研院所才开始大量开展相关的理论研究和实际应用^[10-16]。西北工业大学、北京航空航天大学 and 南京航空航天大学等高校均开展了飞行器多学科优化方法的研究。其中,西北工业大学在发动机 MDO 方面开展了参数化建模技术、耦合信息传递技术、近似技术、多学科优化方法等技术研究,取得了大量成果。例如,王婧超等^[15]将多学科可行性解耦方法应用于涡轮叶片气动、传热及结构三学科的解耦;虞跨海等^[16]研究了多学科耦合作用下的涡轮叶片复杂结构快速设计优化技术。一些飞机设计部门也陆续引进和开发了 MDO 软件,探索飞机协同优化设计的最优解决措施。但在实际工程应用中,还未能实现涵盖飞机设计大部分学科专业的协同优化设计。

本文基于 MDO 软件 Modelcenter 构建飞机外形多学科优化协同设计流程,并研究某型飞机的

外形优化设计。

1 优化设计工具简介

优化设计工具选用美国 Phoenix Integration 公司开发的 Modelcenter 软件,该软件已在国内外航空航天、汽车、电子等领域的产品优化设计中获得了广泛应用,并取得了不俗的成绩。Modelcenter 通过封装各专业、各学科独立的设计仿真工具及自编程序,建立软件间的参数映射传递关系,实现跨学科、跨系统的工具协同,最终形成飞机设计分析的多学科集成模型;并在此基础上进行系统优化,全面提高研发效率。

Modelcenter 提供了图形化的封装集成界面,可以方便、快捷地搭建完整的“设计—分析—优化”流程。其封装集成功能支持异地、异构环境的软件和程序封装集成;设计流程能够自动化运行,实现参数和文件的自动传递;同时可实现多学科专业软件的无缝集成,搭建系统级设计流程。

2 飞机 MDO 应用

2.1 MDO 数学模型

在飞机的设计过程中,飞机外形通常会因为用户需求的变化而发生变化,飞机外形的变化又会引起飞机气动焦点和重心位置的变化,进而引起飞机静安定裕度的改变,影响飞机的操稳特性。为了保证在进行飞机外形优化时操稳特性不发生改变,以静安定裕度满足某一范围或某一定值为优化目标来进行优化设计,设计变量为外形参数,约束条件设定为外形参数的变化范围。该优化问题的数学表达式为

$$\begin{cases} y = f(A, G) & (y_{\min} < y < y_{\max}) \\ A = A(x) \\ G = G(x) & (x_{\min} < x < x_{\max}) \end{cases} \quad (1)$$

式中: y 为静安定裕度,即优化目标; A 为气动焦点位置; G 为重心位置; x 为外形参数航向坐标值,即设计变量。

2.2 MDO 流程搭建

飞机外形 MDO 过程涉及总体和气动两个学科专业的协同设计,按照 MDO 的设计思想,搭建

外形 MDO 流程,如图 1 所示。

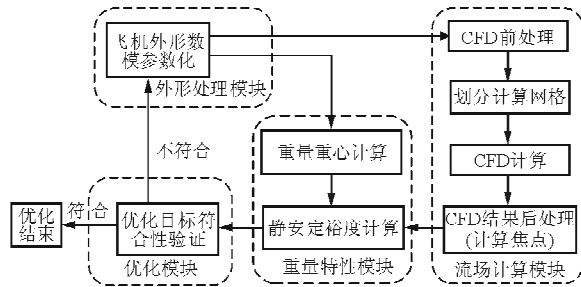


图 1 MDO 流程

Fig. 1 Process of MDO

同时,建立飞机外形 MDO 设计结构矩阵 (DSM),用来直观描述各学科之间的耦合关系,如图 2 所示。

	a_1	a_2	a_3	a_4	a_5
a_1	0	0	0	0	1
a_2	1	0	0	0	0
a_3	1	0	0	0	0
a_4	0	1	1	0	0
a_5	0	0	0	1	0

图 2 飞机外形 MDO 设计结构矩阵

Fig. 2 DSM of aircraft shape MDO

图 2 中, a_1 代表外形处理活动, a_2 代表流场计算活动, a_3 代表重量重心计算活动, a_4 代表静安定裕度计算活动, a_5 代表优化目标验证活动;矩阵中“1”表示右边的活动要向左边的活动传递信息,“0”表示右边的活动与左边的活动之间不存在信息传递。

2.3 应用实例

在某型飞机的改型设计过程中,由于更换了机载设备,引起重量重心的变化,使得静安定裕度过大。为了解决该问题,通过调整机翼航向安装前后位置来确保全机的静安定裕度满足使用要求。在确定机翼的最佳移动位移方案过程中,运用 MDO 方法,能够快速得到机翼移动位移的最优解。该飞机的外形如图 3 所示。

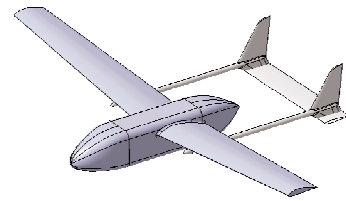


图 3 飞机外形
Fig. 3 Aircraft shape

2.3.1 优化设计准备

该型飞机优化设计的初始条件为:①飞机初始静安定裕度为 16.000% C_A ,优化目标静安定裕度为 10.000% C_A ;②优化参数为机翼航向位置;③约束条件为机翼航向移动范围(± 50 mm)。

为了确保所搭建的优化设计流程能够在 Modelcenter 中自动运行,在使用 Modelcenter 进行优化设计前,需要对外形数学模型进行参数化处理,以保证外形参数能自动地传递到下游计算流程中。

CFD 前处理软件需要提取数学模型表面数据,使用 CATIA 软件将外形数学模型截取不同方向的截面线,并提取参数点的坐标数据,实现外形数学模型的参数化,如图 4 所示。同时,为了令机翼航向位置作为优化参数,将机翼的航向坐标设置为可变参数。

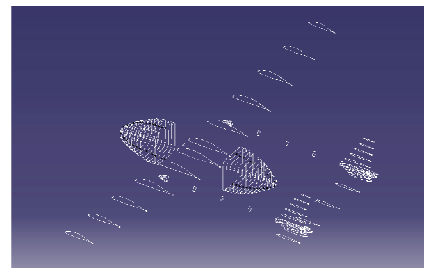


图 4 外形参数化

Fig. 4 Geometric parameterization

CFD 软件选用基于欧拉方程的快速气动力计算软件 MGAERO,按照 MGAERO 的使用要求,需将参数化的几何数学模型转换成该软件可识别的 x, y, z 坐标数据格式。为此,利用 Fortran 编程将几何数据文件转换成 MGAERO 可识别的格式,生成计算输入 PIN 文件(如图 5 所示)。并确保在飞机几何外形发生变化时能够自动替换外形发生改变部分的数据。

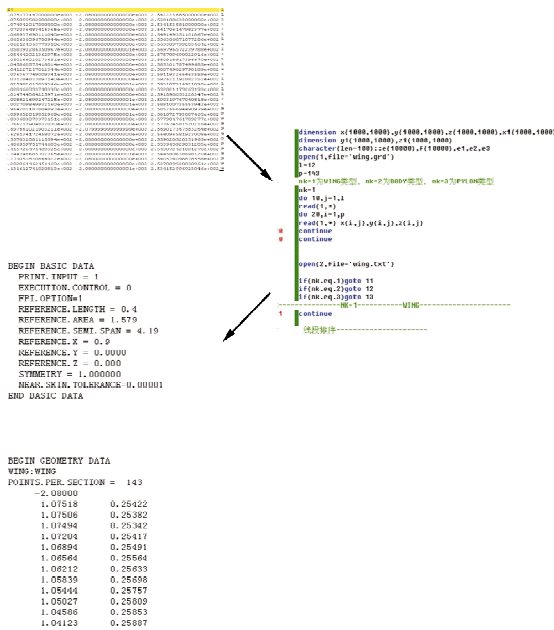


图 5 几何数据转换

Fig. 5 Geometric data transformation

重量重心计算采用自编的 Excel 表格(包含静安定裕度计算),如图 6 所示。后续在 Modelcenter 中进行优化设计流程封装时,将 Excel 表格中左、右机翼的 x 值与参数化外形的机翼航向坐标关联。当飞机外形发生变化时,表格中左、右机翼的 x 值能够实现自动修改。

序号	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K	L	M	N	O	P	Q	
207	1.18	SW1-2000-00-2	左机翼	4.812	1.022	0.158	0.958	1.824	0.756	1.639	0.008	0.008	0.008	0.008	0.008	0.008	0.008	0.008
241	1.18	SW1-2009-00-Y	右机翼	4.812	1.023	0.158	0.959	1.821	0.756	1.639	0.008	0.008	0.008	0.008	0.008	0.008	0.008	0.008
242	1.20	SW1-3000-00-Z	左机身	1.108	1.817	0.080	0.550	2.014	0.068	0.609	0.008	0.008	0.008	0.008	0.008	0.008	0.008	0.008
277	1.21	SW1-3600-00-Y	右机身	1.108	1.817	0.080	-0.550	2.014	0.068	-0.609	0.008	0.008	0.008	0.008	0.008	0.008	0.008	0.008
317	1.25	SW1-4100-00	机身	1.193	2.220	-0.016	-0.005	2.736	-0.019	-0.006	0.008	0.008	0.008	0.008	0.008	0.008	0.008	0.008
370			发动机	0.044	0.984	0.069	0.000	0.643	0.005	0.000	0.008	0.008	0.008	0.008	0.008	0.008	0.008	0.008
381			发动机安装架	0.758	1.074	-0.184	-0.004	0.402	-1.616	-0.004	0.008	0.008	0.008	0.008	0.008	0.008	0.008	0.008
387		SW1-6000-00	发动机吊钩安装架	0.042	1.571	-0.002	-0.001	12.000	-0.014	-0.010	0.008	0.008	0.008	0.008	0.008	0.008	0.008	0.008

图 6 重量重心计算

Fig. 6 Weight and center of gravity calculation

2.3.2 优化设计流程封装启动

对于常用的商业应用程序,例如 Excel、Matalab、Catia 和 ANSYS 等,Modelcenter 提供了专门的接口,可以在 Modelcenter 中可视化地封装上述应用程序文件。对于其他的软件程序,Modelcenter 提供了 QuickWrap 组件工具,可以实现对这类程序的封装。

在本文介绍的实例中,外形参数化数学模型通过 Catia 接口封装入流程;流场计算采用 QuickWrap 进行封装;CFD 后处理和重量特性模块则通过 Excel 接口封装入流程。并设置好各封装模块间相关参数的关联及传递关系。

优化算法选用 Modelcenter 自带的 Design Explorer 优化算法,Design Explorer 是波音公司为设计空间的搜索和优化而开发的一款功能强大的工具。对于许多设计问题,尤其是涉及十分消耗计算机资源的模拟仿真问题,Design Explorer 在搜索设计空间和寻优设计方面具有系统性和高效性。Design Explorer 的关键技术是采用设计试验方法,系统地、有效地生成设计空间样本,并能合理使用代理模型进行问题分析和优化。其基本原理是通过数学手段构造计算量小、但计算结果与复杂模型相近的近似数学模型,以替代原分析模型,用于优化设计。

Modelcenter 中的流程封装结果如图 7 所示。

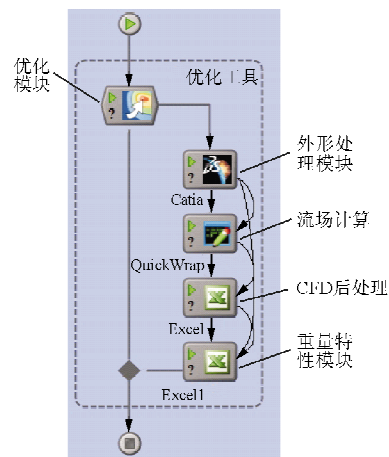


图 7 MDO 流程封装

Fig. 7 Process of MDO packaging

完成流程封装后,即可启动 Modelcenter 优化设计流程,它将自动完成优化设计工作。优化设计过程中可实时观察各学科专业的优化计算结果。该型飞机的 CFD 仿真结果如图 8 所示。

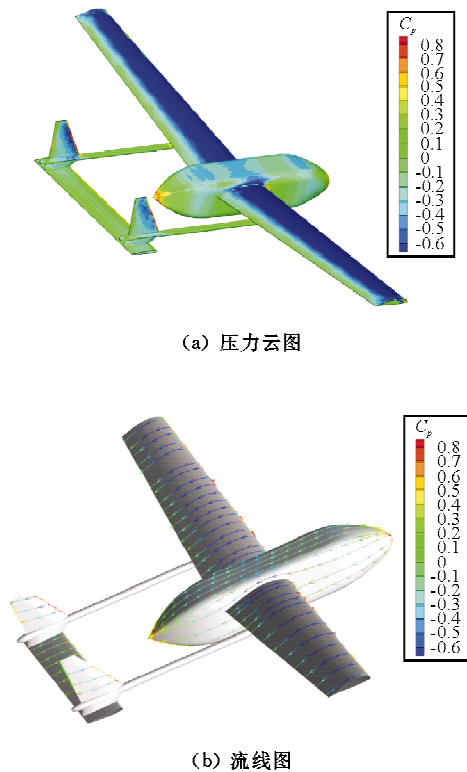


图 8 CFD 仿真结果
Fig. 8 Results of CFD

2.3.3 优化设计结果

(1) 整个优化设计共迭代了 40 次,运行时间为 13 小时 35 分钟(单机,CFD 计算网格数为 300 万)。

(2) 飞机静安定裕度最优结果为 $10.026\% C_A$,与目标值的误差为 $0.026\% C_A$ 。

(3) 机翼移动位移为 -31.445 mm ,即沿航向向前移动 31.445 mm 。

静安定裕度设计目标值为 0.1,优化设计结果如图 9 所示。

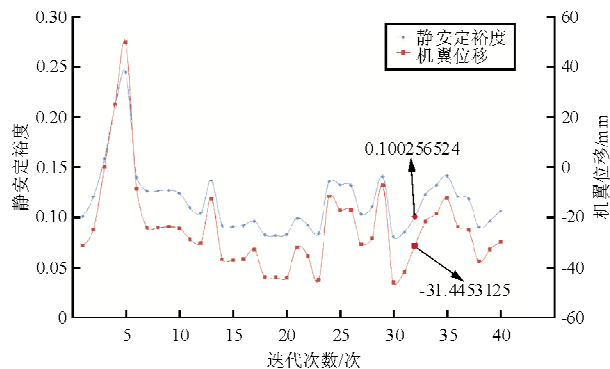


图 9 优化设计结果
Fig. 9 Results of optimization design

从图 9 可以看出:前 10 次迭代过程属于建立样本空间的过程,静安定裕度与设计目标相差较多;随着迭代的进行,静安定裕度开始在目标值附近振荡,当迭代进行到第 32 次时,静安定裕度基本达到设计目标,此时机翼的航向移动位移为 -31.445 mm ;此后优化流程继续迭代到第 40 次,未出现更优结果,优化流程结束。

3 结束语

本文介绍的应用 MDO 方法进行某型飞机机翼航向安装前后位置优化设计时共迭代了 40 次,用时 13 小时 35 分钟。而若采用传统飞机设计方法,需要各学科专业设计人员进行协调设计,约需花费 5 天左右的时间才能得到较为合理的设计结果。可以看出,MDO 方法比传统飞机设计方法更加方便快捷,在很大程度上减少了设计人员的重复性工作,提高了设计效率。

飞机的外形设计是整个飞机设计工作的重点和难点,飞机外形的改变会引起全机气动、结构、隐身等其他多个专业方案的更改。现代飞机外形普遍比较复杂,在应用 MDO 方法进行飞机设计时,参数化后的全机外形数学模型如何通过参数的修改自动完成外形修形而不出现畸变,以及由此带来的仿真计算网格如何实现自动重构,是 MDO 方法在飞机设计应用中的难点。在后续的应用中将加强对上述难点问题的研究,寻找可行的解决措施。

参考文献

- [1] 王振国,孙小前,罗文彩,等.飞行器多学科设计优化理论与应用研究[M].北京:国防工业出版社,2006.
Wang Zhenguo, Sun Xiaoqian, Luo Wencai, et al. Theory and application research of aircraft multidisciplinary design optimization [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2006. (in Chinese)
- [2] 余雄庆,徐惠民,昂海松.飞机总体设计[M].北京:航空工业出版社,2000.
Yu Xiongqing, Xu Huimin, Ang Haisong. Aircraft conceptual design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2000. (in Chinese)
- [3] 高丽,曾庆良,范文慧.多学科设计优化研究及发展趋势分析[J].工程设计学报,2007,14(6):429-434.
Gao Li, Zeng Qingliang, Fan Wenhui. Trend on research of multidisciplinary design optimization[J]. Journal of Engineering Design, 2007, 14(6): 429-434. (in Chinese)
- [4] Dudley J, Huang X, MacMillin P E, et al. Multidisciplinary

- y optimization of the high-speed civil transport[C]. AIAA-95-0124, 1995.
- [5] Delaurentis D A, Cesnik C E S, Lee J M, et al. A new approach to integrated wing design in conceptual synthesis and optimization[R]. AIAA-96-4000, 1996.
- [6] Walsh J L, Townsend J C, Salas A O, et al. Multidisciplinary high-fidelity analysis and optimization of aerospace vehicles, part 2: preliminary results [R]. AIAA-2000-0419, 2000.
- [7] Rowell L F, Korte J J. Launch vehicle design and optimization methods and priority for the advanced engineering environment[R]. NASA TM 2003-212654, 2003.
- [8] Morris A J, Arendsen P, LaRocca G, et al. MOB-a European project on multidisciplinary design optimization[C]// 24th International Congress of the Aeronautical Sciences. Japan: Optimage Ltd., 2004.
- [9] Kessler E, Vankan W J. Multidisciplinary design analysis and multi-objective optimisation applied to aircraft wing[J]. WSEAS Transactions on Systems and Control, 2006, 1(2): 221-227.
- [10] 杨燕初, 王生, 顾逸东, 等. 基于遗传算法的临近空间飞艇多学科优化设计[J]. 计算机仿真, 2012(4): 49-54.
Yang Yanchu, Wang Sheng, Gu Yidong, et al. Multidisciplinary design optimization of near space airship based on genetic algorithm[J]. Computer Simulation, 2012(4): 49-54. (in Chinese)
- [11] 苏伟, 高正红, 夏露. 隐身性能约束的多目标气动外形优化设计[J]. 空气动力学学报, 2006, 24(1): 137-140.
Su Wei, Gao Zhenghong, Xia Lu. Multiobjective optimization design of aerodynamic configuration constrained by stealth performance[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2006, 24(1): 137-140. (in Chinese)
- [12] 高度, 唐硕. 吸气式高超声速飞行器多学科优化设计研究[J]. 计算机仿真, 2011, 28(3): 69-72.
Gao Du, Tang Shuo. Multidisciplinary design optimization study of air-breathing hypersonic vehicle concept design[J]. Computer Simulation, 2011, 28(3): 69-72. (in Chinese)
- [13] 马铁林, 马东立, 张朔. 分析模型参数化建模在飞机多学科优化设计中的应用[J]. 航空学报, 2008, 29(6): 1576-1580.
Ma Tielin, Ma Dongli, Zhang Shuo. Application of parameterization of analysis model in airplane multidisciplinary design optimization[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(6): 1576-1580. (in Chinese)
- [14] 冯毅, 唐伟, 任建勋, 等. 飞行器参数化几何建模方法研究[J]. 空气动力学学报, 2012, 30(4): 546-550.
Feng Yi, Tang Wei, Ren Jianxun, et al. Parametric geometry representation method for hypersonic vehicle configuration[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(4): 546-550. (in Chinese)
- [15] 王婧超, 李立州, 岳珠峰. 涡轮叶片多学科设计优化中的多学科可行解耦[J]. 推进技术, 2007, 28(1): 45-49.
Wang Jingchao, Li Lizhou, Yue Zhufeng. Multi-disciplinary feasible decoupling in multidisciplinary design optimization for turbine blade[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(1): 45-49. (in Chinese)
- [16] 虞跨海, 王金生, 杨茜, 等. 基于近似的涡轮冷却叶片外形多学科设计优化[J]. 机械工程学报, 2011, 47(10): 106-112.
Yu Kuahai, Wang Jinsheng, Yang Xi, et al. Multidisciplinary design optimization of cooling turbine blade profiles based on surrogate model[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2011, 47(10): 106-112. (in Chinese)

作者简介:

邹宁(1979—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞机总体设计。

冯文梁(1981—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞机气动设计。

滕杰(1987—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞机总体设计。

周伟(1989—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞机气动设计。

(编辑:马文静)