

文章编号: 1674-8190(2023)03-164-07

# 模块化可重构无人机机翼结构优化方法研究

罗利龙, 郭文杰, 常亮

(中国飞机强度研究所 强度与结构完整性全国重点实验室, 西安 710065)

**摘要:** 模块化可重构无人机设计工况复杂、约束多样, 需要根据不同设计思想的特点研究适用的优化方法才能得到最优方案。针对多模型的同步优化方法开展研究, 给出不同构型机翼翼根弯矩约束方法, 提出多构型机翼结构前后梁弯矩比例约束下的同步优化方法, 并以某模块化可重构无人机机翼为对象进行应用验证。结果表明: 与文献中模块化机翼优化结果相比, 本文多构型机翼结构同步优化方法在解决整机翼更换的模块化可重构机翼结构优化问题时具有较高的适用性和收敛性以及广阔的工程推广价值。

**关键词:** 模块化; 可重构; 无人机; 弯矩约束; 优化设计

**中图分类号:** V279; V214.19; TB553

**文献标识码:** A

**DOI:** 10.16615/j.cnki.1674-8190.2023.03.17

## Study on optimization method of the modular reconfigurable UAV's wing structure

LUO Lilong, GUO Wenjie, CHANG Liang

(National Key Laboratory of Strength and Structural Integrity, Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China)

**Abstract:** The design of the modular reconfigurable unmanned aircraft vehicle (UAV) has complex conditions and multiple constraints, and it is necessary to obtain the optimal scheme by means of the research on suitable optimization method according to different design thought. The study on multi-model simultaneous optimization method is carried out in this paper. The bending moment constraint method of different configurations of wing is given. The simultaneous optimization method of multi-configuration wing under the condition of bending moment constraints for front and back beam is proposed, and the wing of a certain modular reconfigurable UAV's wing is taken as the object for application verification. The results show that, compared with the optimization results of modular wings in references, the proposed simultaneous optimization method of multi-configuration wing structure method has higher applicability and convergence, and wide engineering promotion value to solve the changing modular reconfigurable wing structure optimization problem of the whole wing.

**Key words:** modular; reconfigurable; unmanned aircraft vehicle; bending moment constraints; optimization design

收稿日期: 2022-06-21; 修回日期: 2022-08-18

基金项目: 工信部民机专项(MJZ3-2N21)

通信作者: 罗利龙, 464703715@qq.com

引用格式: 罗利龙, 郭文杰, 常亮. 模块化可重构无人机机翼结构优化方法研究[J]. 航空工程进展, 2023, 14(3): 164-170.

LUO Lilong, GUO Wenjie, CHANG Liang. Study on optimization method of the modular reconfigurable UAV's wing structure [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(3): 164-170. (in Chinese)

## 0 引言

模块化设计通常是指在对具有不同功能或者性能的产品进行系统分析的基础上,将产品本身分解成一系列通用或专用模块,通过基于某种规则选择一定数量和范围的模块进行组合就可以得到满足不同需求的产品。对于航空产品这类复杂系统的设计和生产要求,模块化设计可以大幅减少重复性工作,降低飞机研制和维护成本。

国外航空企业对产品模块化设计非常重视,波音公司的系列机型具有极高的通用性,对其压缩备件数量和机组人员培训费用非常有利<sup>[1]</sup>;美军F-35战斗机在同一平台下通过极少的设计更改衍生出常规起降、垂直起降等三种机型来满足不同使用需求<sup>[2-3]</sup>。J. P. David等<sup>[4]</sup>采用数值方法建立了任务与结构模块之间的响应关系矩阵,并采用多级优化方法完成了模块化无人机的优化设计;J. S. Monk<sup>[5]</sup>阐述了围绕多任务模块化无人机系统研制开展的概念设计、风洞试验等工作,讨论了不同专用模块对此类飞机飞行性能的影响。国内对模块化技术也有较为广泛的研究,张立丰等<sup>[6]</sup>采用一种等效的多工况方法对基于分翼段组合思想的模块化机翼结构进行了优化设计;雍明培等<sup>[7]</sup>提出了一种基于代理模型的两层优化方法,对机翼分解出的通用模块和专用模块进行了分层优化;罗利龙等<sup>[8]</sup>提出了一种分步补偿方法对基于分翼段组合思想的模块化机翼进行了优化设计;吴文强等<sup>[9]</sup>研究了一种面向任务的模块化可重构机器人多目标优化方法,实现了特定任务下模块化机器人构型优化设计;孟鹏<sup>[10]</sup>针对不同功能需求及环境,在满足基本功能要求的前提下,通过研究实现了天线支座结构的模块化设计;许永生等<sup>[11]</sup>提出了一种支撑空间站航天员进行微纳卫星在轨组装的模块化设计方法,采用开放式组装架构,根据任务需求,实现不同功能微纳卫星的快速组装、部署;史肖飞等<sup>[12]</sup>提出了一种面向装配的民用飞机设计制造一体化方法,使制造单位的工艺提前介入产品设计,在模块划分时充分考虑其可装配性,确保多模块快速无障碍组装。除此之外,国内研究者围绕无人机光电吊舱、多旋翼转轴、电子电气系统等组件的模块化设计也开展了较为深入的研究<sup>[13-16]</sup>。

公开文献统计表明,已有研究主要包括两种模块化设计思路:一种是分翼段组合设计<sup>[6,8]</sup>,沿展

向将机翼分为若干个翼段,从翼根向外对不同数目的翼段进行连接以实现不同翼展配置方案,这一设计思路很好地实现了机翼结构的模块化、可拆卸等要求<sup>[17]</sup>,但该方案中不同翼段之间的连接设计复杂,可靠性和耐久性问题需要特殊考虑;另外一种为整机翼更换设计<sup>[4]</sup>,其针对不同任务需求,设计并制造不同翼展的机翼,通过相同的接口与机身进行连接,从而达到不同的飞行性能,按这种设计思路设计的模块化机翼能够实现快速拆装,但前期需花费大量时间进行试凑设计以使不同构型的机翼均能适用于同一套机身连接区。

针对整机翼更换的模块化机翼优化设计,已有研究方案需要提升工程适用性,尤其是针对不同机翼载荷对翼身连接区的影响考虑较少。本文以整机翼更换设计的模块化可重构无人机的应用对象,充分考虑不同构型机翼共用一套机身带来的结构、载荷、连接等约束特点,提出考虑翼根弯矩比例约束的多构型同步优化方法,进行模块化可重构无人机模块化机翼结构的设计优化,并分别与文献[8]中针对分翼段设计思想研究的分步补偿优化方法及传统单方案优化方法得到的结果进行对比,对本文优化方法的正确性和高效性进行验证。

## 1 模块化可重构无人机总体指标

本文研究对象如图1所示,采用与文献[8]相同的双尾撑布局模块化可重构无人机,具体设计参数如表1所示。机身通过分别安装全翼展为11、8和6 m的机翼来实现三种构型,从而满足不同的任务需求,为便于翼身连接区域设计,三种机翼采用了相同的翼型和根梢比。

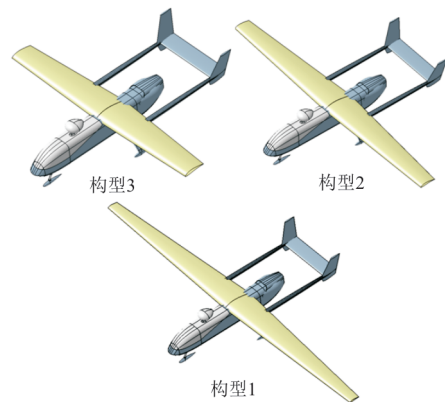


图1 三种翼展无人机示意图  
Fig. 1 Illustration of three UAVs

表 1 三种不同构型下无人机总体设计参数  
Table 1 General parameters of three different UAVs

构型	起飞质量/kg	实用升限/m	机翼面积/m <sup>2</sup>	机翼全翼展/m	最大正过载/g	最大负过载/g	安全系数
构型 1	680	8 000	7.5	11	3.8	-2.5	1.3
构型 2	625	6 500	6.1	8	3.5	-2.7	1.3
构型 3	600	5 000	5.0	6	4.5	-3.5	1.3

针对上述设计指标要求,文献[8]中针对分翼段设计思想研究提出了分步补偿优化方法,对分翼段设计的模块化机翼有一定指导价值。但是,分翼段需要额外考虑不同翼段之间的连接,尤其对机翼主要的承载部件,连接可能带来较大的重量代价。因此,已经服役的考虑安装不同翼展机翼的可重构飞机大多采用直接更换整机翼的方式(如捕食者系列),本文围绕这种整机翼更换的可重构机翼方案,考虑其特有的设计约束进行优化方法研究。

## 2 优化问题定义

采用整机翼更换设计的模块化可重构无人机机翼如图 2 所示,半翼展长分别为 5.5、4.0 和 3.0 m,三种机翼根部的翼型、弦长和梁站位完全一致。机身通过安装三种构型的机翼实现不同的飞行包线。

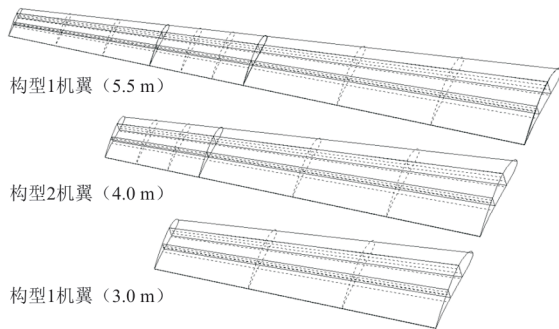


图 2 三种翼展机翼尺寸

Fig. 2 Dimension of those three wings

根据文献[8]对图 2 所示的三种构型机翼进行符号定义,如表 2 所示。设计变量是各构型机翼对应的不同区域蒙皮厚度、梁缘条截面积和翼肋腹板厚度,共计 110 个设计变量。约束条件分刚度约束和强度约束,刚度约束是翼尖沿升力方向变形量不超过半翼展的 5%,强度约束为单元应力不超过材料的许用值。各构型对应的飞行工况指的是不同翼展机翼与机身组合时需要满足的飞行包线,按照军用飞机设计规范和表 1 中的总体设计指

标,每种构型机翼与机身的组合分配四套典型载荷  $A$ 、 $A'$ 、 $D$ 、 $D'$ ,前两者为正向过载,后两者为负向过载。优化目标是三种机翼在满足各自设计要求的前提下质量最小。

表 2 文中符号及定义  
Table 2 The definition of symbols

符号	定义
$V_1$	构型 1 的结构设计变量
$V_2$	构型 2 的结构设计变量
$V_3$	构型 3 的结构设计变量
CON1	构型 1 的约束条件
CON2	构型 2 的约束条件
CON3	构型 3 的约束条件
$W_1$	构型 1 机翼质量
$W_2$	构型 2 机翼质量
$W_3$	构型 3 机翼质量
LC1	构型 1 对应的飞行工况
LC2	构型 2 对应的飞行工况
LC3	构型 3 对应的飞行工况

本文的优化问题属于典型的多目标优化问题可以表示为

$$\begin{cases} \text{优化目标: } \min(W_1, W_2, W_3) \\ \text{设计变量: } V_1, V_2, V_3 \\ \text{设计工况: } LC1, LC2, LC3 \\ \text{设计约束: } CON1, CON2, CON3 \end{cases}$$

整机翼更换设计思路中,各个机翼均可以按照传统机翼设计方法进行独立设计。但是与机翼连接的机身加强框需要根据三种机翼的最大传载要求来设计,此类结构的设计需要兼顾三种翼展机翼根部前后梁传载比例的一致性,否则可能因为不同机翼在翼根部位传载量级和比例差距太大导致翼身连接区和对应的机身加强框增重明显。

## 3 考虑前后梁弯矩比例约束的多构型同步优化方法

飞机设计中,翼身连接部分的结构参数由机

翼传递的力矩决定,机翼总力矩由飞行指标决定,不能改变。在满足模块化设计需求的前提下,机身框处的翼身连接区能够承受三种不同构型机翼传来的载荷。整机翼更换设计思路下,机翼通过前后梁翼身连接接头与机身框连接,保证在不同构型下机翼前后梁承载比例一致对翼身连接区和机身加强框的布置设计非常有利。因此,在考虑强度刚度约束的同时,增加前后梁翼根弯矩比例约束,通过对三个机翼主要尺寸参数的优化使前后梁承担的弯矩比例满足设计要求,前后梁弯矩计算各载荷示意如图3所示。

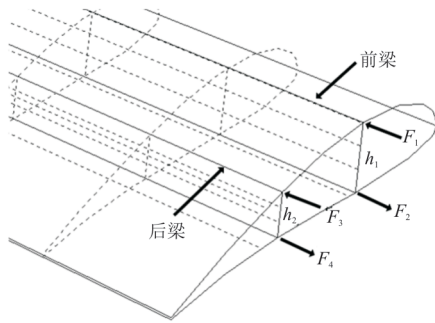


图3 前后梁弯矩计算各载荷示意  
Fig. 3 Illustration of front and back bars' moments

对于不施加前后梁翼根弯矩比例约束的优化,其设置实际上与传统优化方法的优化工作完全相同。

如前所述,机翼有限元模型约束在前后梁条的四个节点,提取约束点Y向(机翼展向)反力,计算过程如式(1)~式(3)所示。

$$M_f = (|F_1| + |F_2|) / 2.0 \times h_1 \quad (1)$$

$$M_b = (|F_3| + |F_4|) / 2.0 \times h_2 \quad (2)$$

$$R_f = M_f / (M_f + M_b) \quad (3)$$

式中:\$M\_f\$为前梁弯矩;\$F\_1\$为前梁上缘条Y向反力;\$F\_2\$为前梁下缘条Y向反力;\$h\_1\$为前梁翼根高度;\$M\_b\$为后梁弯矩;\$F\_3\$为后梁上缘条Y向反力;\$F\_4\$为后梁下缘条Y向反力;\$h\_2\$为后梁翼根高度;\$R\_f\$为前梁承受弯矩比例。

根据该无人机设计时的总体要求,前梁的承弯比例需控制在71%~72%之间,三种机翼在相同载荷方向对应工况下前梁的承弯比例差异需要控制在0.004以内。因此,本文的优化问题可以表示为

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{优化目标: } \min(W_1, W_2, W_3) \\ \text{设计变量: } V_1, V_2, V_3 \\ \text{设计工况: LC1, LC2, LC3} \\ \text{强度刚度约束: CON1, CON2, CON3} \\ \text{前梁承弯比例约束: } 71\% \leq R_{fi} \leq 72\% \\ \quad (i \text{ 为对应的工况}) \\ \text{前梁承弯比例差异约束:} \\ \left| R_{fi} - R_{fj} \right| \leq 0.004 \quad \{i \neq j, i, j = [\text{LC1}(A, A'), \\ \quad \text{LC2}(A, A'), \text{LC3}(A, A')]\} \\ \left| R_{fk} - R_{fl} \right| \leq 0.004 \quad \{k \neq l, k, l = [\text{LC1}(D, D'), \\ \quad \text{LC2}(D, D'), \text{LC3}(D, D')]\} \end{array} \right.$$

三种不同的机翼需要同步进行优化迭代,而且各自重量无耦合关系,基于此,本文研究提出考虑前后梁承载比例约束的模块化机翼多构型同步优化流程,如图4所示。

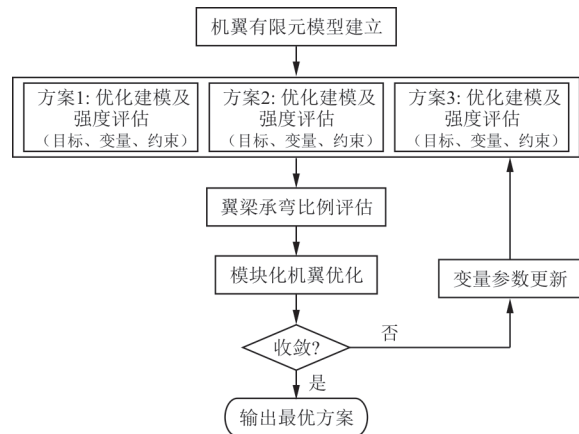


图4 考虑前后梁承载比例约束的模块化机翼多构型同步优化流程

Fig. 4 Optimization process of modeling aircraft wing with moment ratio of front and back bar

## 4 结果对比分析

采用Python语言开发如图4所示的优化流程,并建立三种不同构型机翼的有限元模型进行优化过程中的响应计算,最大翼展机翼的有限元模型及变形云图如图5所示。

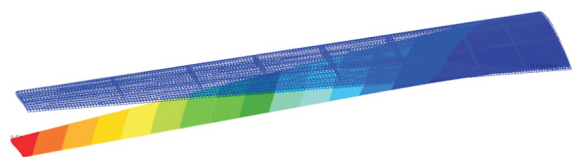


图5 翼展为11 m的机翼结构有限元模型  
Fig. 5 Finite element model of wing with 11 m spanwise

以机翼结构质量最小为设计目标,施加与第 2 节相同的强度、刚度约束并设置相同的设计变量开展机翼结构优化设计。优化在经过 48 轮迭代后收敛,优化后最大翼展方案的机翼结构质量为 88.75 kg。

优化前后的机翼弯矩比例情况与传统单方案方法优化结果的对比如表 3 所示,其中单方案优化是不同展长机翼优化时仅考虑其对应的强度和刚度约束,不同方案之间独立进行,优化方法采用基于变量灵敏度信息的数学规划法。

表 3 前后梁弯矩比例优化结果统计  
Table 3 Optimal result of front and back bar moment ratios

工况	部位	初始弯矩/(N·mm)	优化前比例/%	优化后比例/%	传统单方案优化后比例/%		
LC1	A	前梁	29 516.13	73.07	71.77	73.11	
		后梁	10 875.93	26.93	28.23	26.89	
	A'	前梁	29 437.63	72.88	71.65	73.02	
		后梁	10 954.56	27.12	28.35	26.98	
	D	前梁	-19 418.51	73.07	71.77	73.04	
		后梁	-7 155.22	26.93	28.23	26.96	
	D'	前梁	-19 366.88	72.88	71.65	72.91	
		后梁	-7 206.95	27.12	28.35	27.09	
	LC2	A	前梁	25 677.23	72.77	71.62	72.86
			后梁	9 607.99	27.23	28.38	27.14
		A'	前梁	25 540.77	72.38	71.38	72.63
			后梁	9 744.75	27.62	28.62	27.37
D		前梁	-13 826.22	72.77	71.62	72.85	
		后梁	-5 173.54	27.23	28.38	27.15	
D'		前梁	-13 752.69	72.38	71.38	72.44	
		后梁	-5 247.16	27.62	28.62	27.56	
LC3		A	前梁	18 034.61	72.92	71.69	73.02
			后梁	6 696.69	27.08	28.31	26.98
		A'	前梁	17 962.98	72.63	71.52	72.73
			后梁	6 768.45	27.37	28.48	27.27
	D	前梁	-13 912.43	72.92	71.69	73.06	
		后梁	-5 166.02	27.08	28.31	26.94	
	D'	前梁	-13 857.13	72.63	71.52	72.77	
		后梁	-5 221.36	27.37	28.48	27.23	

LC1 工况前后梁弯矩比例统计如图 6 所示,可以看出:初始设计前梁承载比例都超过了 72%,最大前后梁承弯比例差异为 0.71,出现在 LC1 的 A 工况与 LC2 的 A' 工况之间;采用本文优化方法计算得到的最优设计方案,优化后前梁承载比例控制在 71%~72% 之间(图 6 中红色虚线为前梁承载比例约束),最大前后梁承弯比例差异为 0.39,同

样出现在 LC1 的 A 工况与 LC2 的 A' 工况之间;采用不考虑弯矩约束的传统单方案优化后前后梁的承弯比例变化不大,不同构型之间的前梁承弯比例差异有所增加。

分别采用本文方法、文献[8]中的分翼段方法和传统单方案方法优化得到的各构型机翼质量对比情况如表 4 所示。

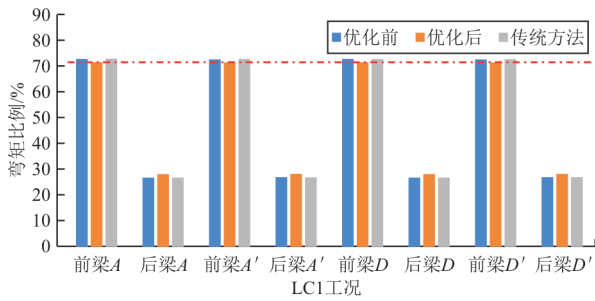


图6 LC1工况前后梁弯矩比例

Fig. 6 Optimal result of front and back bar moment ratios under LC1

表4 不同优化方法下机翼质量对比

Table 4 Weight comparison of wing using different optimization methods

优化目标	文献[8]结果/kg	本文优化结果/kg	传统单方案优化结果/kg
$W_1$	64.61	66.32	62.13
$W_2$	57.97	58.06	54.55
$W_3$	49.03	49.11	46.73

从表4可以看出:本文优化后机翼质量和文献[8]优化后的结果比较接近,本文优化的构型1质量比文献[8]增重约2 kg,但后者未考虑不同翼段连接导致的增重。构型2和构型3两种设计方法优化结果基本相同,这是由于初始设计构型1在对应工况下前后梁承弯比例与设计要求的相差较大(如表3所示),需要通过比较大的几何参数调整来改善前后梁承弯比例,而构型2和构型3对应工况下前后梁承弯比例(如表3所示)与约束较为接近。为进一步说明优化结果,对构型1机翼1~3肋之间的前后梁缘条截面面积优化结果进行对比分析,如表5所示。

表5 不同优化方法机翼梁设计变量优化结果对比  
Table 5 Comparison of wing bar design variables using different optimization methods

部位	初值面积/mm <sup>2</sup>	文献[8]结果/mm <sup>2</sup>	本文优化结果/mm <sup>2</sup>	传统单方案优化结果/mm <sup>2</sup>
前梁上缘条(1~2肋之间)	282.00	178.36	166.52	159.35
后梁上缘条(1~2肋之间)	140.00	89.64	88.61	79.58
前梁/后梁(1~2肋之间)	2.01	1.99	1.88	2.00
前梁上缘条(2~3肋之间)	282.00	157.33	152.45	144.92
后梁上缘条(2~3肋之间)	140.00	78.16	78.95	72.71
前梁/后梁(2~3肋之间)	2.01	2.01	1.93	1.99

从表5可以看出:优化前后,文献[8]方法与传统单方案优化所得到的结果比较接近,并且同一站位前后梁上缘条截面面积比例基本与初始比例一致,而本文方法得到的同一站位前后梁上缘条截面面积比例较初始比例要小,说明优化过程中通过优化前后梁刚度比实现了承弯比例的调整。

## 5 结论

1) 本文方法的优化结果与文献[8]相比具有较好的减重优势,而且每种构型机翼无额外分离面,结构整体传力更连续,可靠性更高。

2) 本文方法的优化结果与传统方法相比机翼重量有一定增加,但前后梁承载比例得到了控制,对翼身连接区乃至接头对应的机身加强框的轻量化设计非常有利。

模块化可重构设计具有很好的工程应用前景,但其设计约束除了结构强度以外还有工艺、制造、维修性等,这些设计约束因素将在后续的研究工作中逐步进行考虑。

## 参考文献

- [1] 李苏杭. 飞机模块化结构优化设计的满约束并行优化方法[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.  
LI Suhang. Full-constraint parallel optimization method for aircraft modular structure design[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)
- [2] BEVILAQUA P M. Future applications of the JSF variable propulsion cycle[C]// AIAA/ICAS International Air and Space Symposium and Exposition. USA: AIAA, 2003: 2614.
- [3] FULLER J. The role of manned aircraft in the future[C]// AIAA/ICAS International Air and Space Symposium and Exposition. USA: AIAA, 2003: 2860.
- [4] DAVID J P, MICHAEL D P, BRIAN J G. Optimizing families of reconfigurable aircraft for multiple missions[J]. Journal of Aircraft, 2012, 49(6): 1988-2000.
- [5] MONK J S. The development of an unmanned aircraft systems integration laboratory and modular research UAV[C]// 27th International Conference on the Aeronautical Sciences. France: ICAS, 2010: 1-6.
- [6] 张立丰, 姚卫星, 邹君. 模块化飞机结构优化设计的等效多工况法[J]. 航空学报, 2015, 36(3): 834-839.  
ZHANG Lifeng, YAO Weixing, ZOU Jun. Equivalent multi-case optimization architecture for modular aircraft structures[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(3): 834-839. (in Chinese)
- [7] 雍明培, 余雄庆. 一种面向飞机族的结构优化方法[J]. 航

- 空学报, 2008, 29(3): 664-669.
- YONG Mingpei, YU Xiongqing. A structural optimization method for aircraft family[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(3): 664-669. (in Chinese)
- [8] 罗利龙, 王立凯, 聂小华. 一种面向模块化机翼的分步补偿优化方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(5): 930-935.
- LUO Lilong, WANG Likai, NIE Xiaohua. A step-compensation optimization method for modular and reconfigurable airfoil structures [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(5): 930-935. (in Chinese)
- [9] 吴文强, 管贻生, 朱海飞, 等. 面向任务的可重构模块化机器人构型设计[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2014, 46(3): 93-98.
- WU Wenqiang, GUAN Yisheng, ZHU Haifei, et al. Task-oriented configuration design of reconfigurable modular robots [J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2014, 46(3): 93-98. (in Chinese)
- [10] 孟鹏. 模块化雷达天线座结构设计[J]. 机械设计与制造工程, 2015, 44(8): 62-64.
- MENG Peng. The structural design of modular radar antenna-pedestal [J]. Machine Design and Manufacturing Engineering, 2015, 44(8): 62-64. (in Chinese)
- [11] 许永生, 郑靖, 王涛, 等. 空间站在轨组装的微纳卫星模块化设计与集成方法[J]. 航天器工程, 2022, 31(1): 48-55.
- XU Yongsheng, ZHENG Jing, WANG Tao, et al. A modular design and integration method for space station assembly in orbit [J]. Spacecraft Engineering, 2022, 31(1): 48-55. (in Chinese)
- [12] 史肖飞, 王辉. 面向装配的民用飞机设计制造一体化应用研究[J]. 航空科学技术, 2021, 32(2): 56-61.
- SHI Xiaofei, WANG Hui. Research on the application of design-manufacturing integration for assembly of civil aircraft [J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(2): 56-61. (in Chinese)
- [13] 李创, 郗小鹏, 吴宏宇, 等. 小型光电吊舱的模块化结构设计[J]. 机械与电子, 2014(9): 39-41.
- LI Chuang, XI Xiaopeng, WU Hongyu, et al. Modular structure design of small-sized electro-optical pod [J]. Machinery & Electronics, 2014(9): 39-41. (in Chinese)
- [14] 张敬衡. 小型折叠多旋翼无人机的机翼转轴结构设计[J]. 新技术新工艺, 2018(3): 15-17.
- ZHANG Jingheng. Design of folding wing shaft structure of small type multiple rotor UAV [J]. New Technology & New Process, 2018(3): 15-17. (in Chinese)
- [15] 王筱淇, 刘震磊, 李颖, 等. 四轴无人机总体结构模块化设计[J]. 中国科技信息, 2020(2): 21-23.
- WANG Xiaoqi, LIU Zhenlei, LI Ying, et al. Modular design of the four-axis drone's overall structure [J]. China Science and Technology Information, 2020(2): 21-23. (in Chinese)
- [16] 石荣荣, 杨成博, 丛佩玺, 等. 模块化技术在飞机EWIS研制中的应用[J]. 飞机设计, 2020, 40(5): 57-61.
- SHI Rongrong, YANG Chengbo, CONG Peixi, et al. Application of modularization technology in aircraft EWIS development [J]. Aircraft Design, 2020, 40(5): 57-61. (in Chinese)
- [17] 王毅, 姚卫星, 刘梦. 机翼结构布局优化的并行子空间方法[J]. 航空工程进展, 2019, 10(5): 593-600, 627.
- WANG Yi, YAO Weixing, LIU Meng. Concurrent subspace optimization method for wing layout design [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(5): 593-600, 627. (in Chinese)

#### 作者简介:

罗利龙(1987—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:结构优化设计,虚拟试验,CAE软件研发等。

郭文杰(1991—),男,硕士,工程师。主要研究方向:结构拓扑优化,CAE软件研发等。

常亮(1982—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:结构优化设计,CAE软件研发等。

(编辑:丛艳娟)