

DOI:10.16356/j.1005-2615.2023.03.018

λ 机翼气动/结构多学科设计与优化

董益磊^{1,2}, 尹海莲², 王宇¹, 余雄庆¹

(1. 南京航空航天大学飞行器设计先进技术国防重点学科实验室, 南京 210016; 2. 南京航空航天大学中小型无人机先进技术工业和信息化部重点实验室, 南京 210016)

摘要: λ 机翼锯齿状后缘的气动外形设计增大了展弦比, 进而提高了空气动力学效率, 但同时也导致结构质量的增加。因此, 本文提出了一种针对战斗机类 λ 机翼的气动/结构多学科设计优化方法, 关键步骤包括机翼外形和结构参数化建模、气动分析模型自动生成与外形优化、结构有限元模型自动生成与结构布局/尺寸优化。在 ISIGHT 软件环境下集成气动、结构优化模块, 利用基于代理模型的多级优化方法求解 λ 机翼气动/结构多目标优化问题。算例结果表明, 本文提出的优化方法能够较好地兼顾了 λ 机翼的气动和结构性能, 进而提高初步设计阶段的效率。

关键词: λ 机翼; 气动; 结构; 多目标优化

中图分类号: V224

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2023)03-0525-09

Multidisciplinary Aerodynamic/Structural Design and Optimization of the λ Wing

DONG Yilei^{1,2}, YIN Hailian², WANG Yu¹, YU Xiongqing¹

(1. Advanced Design Technology of Aircraft National Defense Key Subject Laboratory, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China; 2. Ministry of Industry and Information Technology Key Laboratory of Advanced Technology for Small and Medium UAVs, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The aerodynamic shape design of the serrated trailing edge for the Lambda (λ) wing increases the aspect ratio and improves the aerodynamic efficiency, however, this results in a greater structural mass. Therefore, an aerodynamic/structural multidisciplinary design optimization method is proposed for the λ wing of fighters. The key steps include parametric modeling for wing configuration and structural layout, automatic generation of the wing aerodynamic model and aerodynamic optimization, automatic generation of the wing structural finite element model and the wing structural layout/size optimization. The aerodynamic and structural optimization modules are integrated in the ISIGHT software environment, and the multi-level optimization method based on the surrogate model is used to solve the multi-objective optimization problem. The example results show that the optimization method can better take both the aerodynamic and structural performance into account of the λ wing. Thus, the proposed approach can further improve the efficiency of the preliminary design.

Key words: λ wing; aerodynamic; structure; multi-objective optimization

λ 机翼, 是一种前缘后掠、后缘呈内凹锯齿状的后掠翼形。近年来欧美多个国家提出将其应用于下一代战斗机, 如英国 BAE 公司的 Taranis 无人机和 Tempest 战斗机、美国波音公司的

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项资金(NP2020415)。

收稿日期: 2022-03-18; 修订日期: 2022-06-14

通信作者: 尹海莲, 女, 副研究员, E-mail: yinhailian@nuaa.edu.cn。

引用格式: 董益磊, 尹海莲, 王宇, 等. λ 机翼气动/结构多学科设计与优化[J]. 南京航空航天大学学报, 2023, 55(3): 525-533. DONG Yilei, YIN Hailian, WANG Yu, et al. Multidisciplinary aerodynamic/structural design and optimization of the λ wing[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2023, 55(3): 525-533.

X-45C无人机和洛克希德·马丁公司的新一代战斗机概念方案等^[1-2]。如图1所示,与传统梯形翼相比, λ 机翼的高展弦比使其诱导阻力得以减小,但锯齿状后缘导致结构效率降低,使得机翼结构质量增加^[3-4]。因此,根据 λ 机翼自身特点对其进行气动/结构多学科优化设计就显得尤为重要。

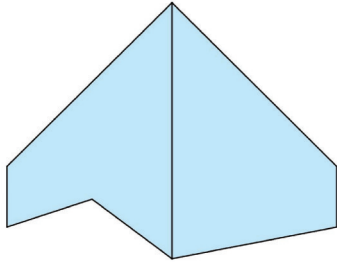


图1 λ 机翼对比分析

Fig.1 Comparative analysis of the λ wing

针对大展弦比客机机翼的气动/结构优化设计,国内外做了很多研究。Liem等^[5]采用代理模型方法对喷气式客机进行了气动/结构优化。Kenway等^[6]利用离散伴随优化方法建立了气动/结构优化设计框架并将其应用于全机多学科设计。Hoogervorst等^[7]提出了一种基于IDF(Individual discipline feasible)的机翼气动/结构优化框架。Love等^[8]建立了一种基于气动弹性/结构的物理模型并将其应用于ESAV(Efficient supersonic air vehicle)的整体性能评估。Qian等^[9]开发了一个具有高保真度的结构布局设计和局部屈曲分析自动化程序并对大型民机机翼进行了验证。在国内,胡婕等^[10]针对客机机翼初步设计问题,利用基于代理模型的二级优化方法进行气动/结构一体化设计研究,获得了升阻比和结构质量的最优解集。杨体浩等^[11]针对跨声速客机机翼,在考虑静气动弹性影响下,将气动/结构一体化设计与单学科优化设计结果进行对比,分析其对机翼气动/结构设计带来的影响。宋倩等^[12]针对飞翼布局客机,利用基于Kriging模型的方法,着重考虑了气动/结构的耦合问题,为新型气动布局下的机翼多学科优化设计提供了一种方法。李典等^[13]通过引入型架设计提出了一种气动/结构串行优化策略。胡嘉欣等^[14]针对飞行器结构布局和尺寸优化问题,提出了一种在基结构法的基础上引入尺寸变量,选用遗传算法寻优并使用神经网络代理模型的混合优化方法。韩忠华等^[15]以飞行器精细化气动优化设计为背景,综述了近20年来基于代理模型的高效全局气动优化设计方法研究进展,总结了相关领域的代表性团队及其研究工作。

而在Lambda机翼的研究方面,Nangia等^[16]结合层流翼型对Lambda机翼进行了设计并对其低速气动特性进行了研究。Dadkhah等^[4]利用CFD(Computational fluid dynamics)工具结合风洞实验数据评估了流动分离对Lambda机翼气动特性的影响。Aleisa等^[17]研究了具有恒定和非恒定中、高前缘后掠角Lambda机翼在大迎角下的低速气动特性。Alyanak等^[18]研究了气动弹性剪裁和主动气动弹性机翼技术对Lambda机翼结构刚度和质量的影响。Karakoc等^[19]利用代理模型和多目标优化算法为北约STO AVT-251项目组的UCAV(Unmanned combat aerial vehicle)多学科构建平台提供了一种Lambda机翼气动/隐身多学科设计优化方法。

综上所述,虽然国内外在气动/结构多学科优化设计方面已有大量研究,但针对战斗机型所适配的小展弦比薄机翼的气动/结构一体化设计研究仍相对较少。同时,对于Lambda机翼的研究主要为飞翼布局中小型无人作战飞行器的低速气动特性,涉及Lambda机翼气动/结构多学科设计优化的研究也鲜有发表。因此,本文针对超声速战斗机Lambda机翼,运用基于响应面模型的多级优化方法进行气动/结构多学科设计与优化,重点对其内部结构布局和尺寸开展详细优化设计。

1 λ 机翼多学科优化框架

λ 机翼气动/结构多学科优化问题可以分解为一个系统级优化和气动、结构两个子系统级优化,其中结构子系统又是一个包括结构布局和尺寸的二级优化。气动优化模块和结构优化模块间保持相对独立,气动优化得到的最优解几何外形数据和气动载荷数据传递给结构模块。系统级优化的设计变量为展弦比 λ 、后掠角 Δ ;气动优化的设计变量为内外段梢根比 T 、内外段展长占比 β ;结构优化的设计变量包括梁肋个数 N 和占位 L 、蒙皮和梁肋腹板厚度 t 、梁肋缘条截面积 A 等。设计变量之间均相互独立:气动优化子系统中,一组展弦比、后掠角、梢根比、内外段占比等气动外形变量确定唯一的几何外形;结构优化子系统中,一组梁、肋位置和个数及蒙皮、梁、肋尺寸等结构变量确定唯一的机翼结构。设计目标为机翼升阻比最大化和结构质量最小化,约束包括燃油量、设计升力系数、静强度刚度等。优化问题的优化设计策略如图2所示,其数学模型和优化策略表述如下

$$\begin{cases}
 \max \text{ or } \min & F(X) \\
 \text{w.r.t.} & X_i^L \leq X_i \leq X_i^U (i=1, 2, 3) \\
 \text{s.t.} & M_F \geq M_{F_{\min}} \\
 & C_L \geq C_{L_0} \\
 & \sigma \leq [\sigma] \\
 & \epsilon \leq [\epsilon] \\
 & \delta \leq [\delta]
 \end{cases} \quad (1)$$

式中: $F(X)$ 为目标函数,即机翼升阻比和结构质量; M_F 为机翼油箱容纳的燃油质量; $X_1=(\lambda, \Delta)$ 为系统级设计变量; $X_2=(T, \beta)$ 为气动子系统设计变量; $X_3=(N, L, t, A)$ 为结构子系统设计变量; X_i^U 和 X_i^L 分别表示设计变量的上下限; C_{L_0} 为设计升力系数; $[\sigma]$ 和 $[\epsilon]$ 分别为材料应力和应变的许用值; $[\delta]$ 为结构允许的最大变形量。

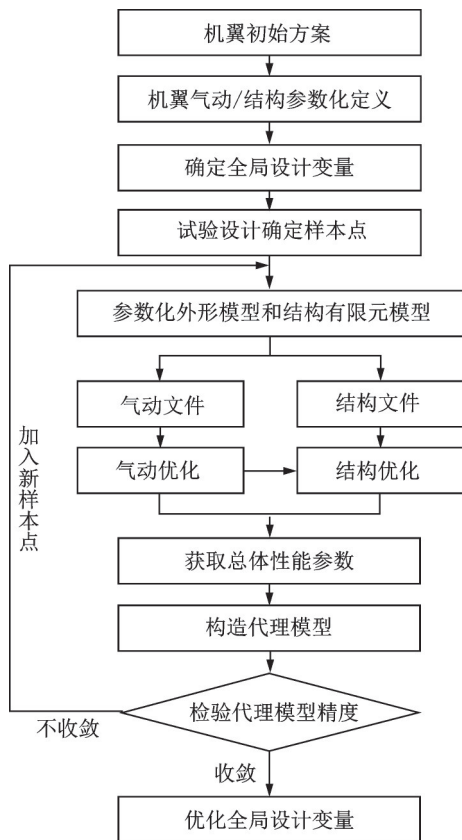


图2 优化设计策略

Fig.2 Optimization design strategy

2 气动优化模块

2.1 机翼外形参数化建模

根据λ机翼的参考面积、展弦比、后掠角、梢根比等参数确定机翼的几何外形。利用基于形状函数和分类函数的参数化方法(Class function/shape function transformation, CST),以翼型弦向控制点处的厚度为控制参数,建立翼型模型;利用CATIA二次开发技术实现不同外形参数设置下机翼几何

模型的自动生成,如图3所示。

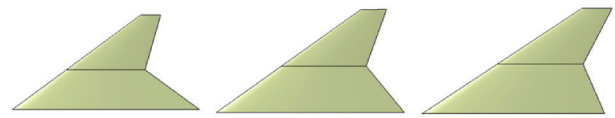


图3 不同外形参数几何模型

Fig.3 Wing geometry models with different shape parameters

2.2 气动分析

根据飞行高度和马赫数等参数,采用无黏性计算流体力学求解器Cart3D计算λ机翼的升力系数 C_L 、诱导阻力系数 C_{D_i} 和激波阻力系数 $C_{D_{wave}}$;根据机翼的浸润面积、特征长度、相对厚度、飞行高度和马赫数等,采用附面层理论并根据部件外形特征引入部件形状因子的方法^[20]计算机翼的黏性阻力系数 C_{D_v} 。最后得到机翼的升阻比计算式如下

$$L/D = C_L / (C_{D_i} + C_{D_v} + C_{D_{wave}}) \quad (2)$$

3 结构优化模块

3.1 结构布局优化方案

在确定λ机翼气动外形的基础上对其进行内部结构布局设计,包括梁、肋的个数和位置等。λ机翼结构由内段和外段两部分组成,采用多梁式布局型式传力最为直接,同时该结构型式因有多闭室而提高了结构的抗扭刚度^[21]。机翼内段布置 m 根固定占位且垂直于根肋的主承力梁,各主承力梁之间的次承力梁按照分段等间距布置,即翼盒内段次承力梁个数可参数化区域共有 $(m+1)$ 个;内段翼肋与根肋等间距平行布置,个数为 n (不含端肋);外段主承力梁按照等百分比布置,与内段主承力梁位置一致,其余次承力梁根据内段承力构件进行选择布置,即外段梁个数不多于内段,部分内段梁到转折处截止;外段翼肋垂直于前缘,根据主承力梁及内外段转折处位置布置。该布局优化方案具有更好的通用性,具体示意如图4所示。

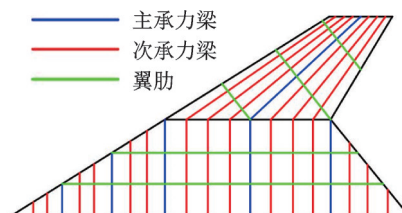


图4 λ机翼结构布局方案

Fig.4 Structure layout scheme of λ wing

3.2 结构尺寸优化方案

尺寸优化的整体思路如下:首先,根据梁、檣等

纵向构件将机翼沿弦向划分为若干区域;再根据肋等横向构件,继续沿展向做进一步划分;最后针对每一块区域设置不同的尺寸变量,达到沿展向和弦向区块化渐变的特点。该尺寸优化方案得到的机翼结构具有更高的结构效率,更加符合优化设计的实际需求。

由于 λ 机翼采用多梁式布局,翼梁为其主承力结构,因此针对主、次承力梁进行更加细致的设计变量区域划分。如图5左半机翼所示,首先将机翼内段用固定的 m_1 根主承力梁划分为 (m_1+1) 个区域,再根据翼肋个数 n_1 将 (m_1+1) 个区域划分为 $(m_1+1)(n_1+1)$ 个子区域;同理,外段利用固定的 m_2 根主承力梁和 n_2 根翼肋将其划分为 $n_2(m_2+1)+1$ 个子区域。内段主梁编号记作 $M_{N_{i,j}}$ ($i=1\sim m_1, j=1\sim n_1+1$),次梁编号记作 $S_{N_{i,j}}$ ($i=1\sim m_1+1, j=1\sim n_1+1$);外段主梁编号记作 $S_{W_{i,j}}$ ($i=m_2, j=1\sim n_2$),次梁编号记作 $S_{W_{i,j}}$ ($i=1\sim m_2+1, j=1\sim n_2+1$)。

其他结构的尺寸设计变量划分方式为:首先将机翼内段用固定的2根主承力梁划分为前、中、后3个区域,再根据翼肋个数 n_1 将3个区域划分为 $3(n_1+1)$ 个子区域;外段则利用 n_2 根翼肋将其划分为 (n_2+1) 个区域。如图5右半机翼所示,内段分区编号记作 $N_{i,j}$ ($i=1\sim 3, j=1\sim n_1+1$),外段分区编号记作 $W_{i,j}$ ($i=1\sim n_2+1$)。

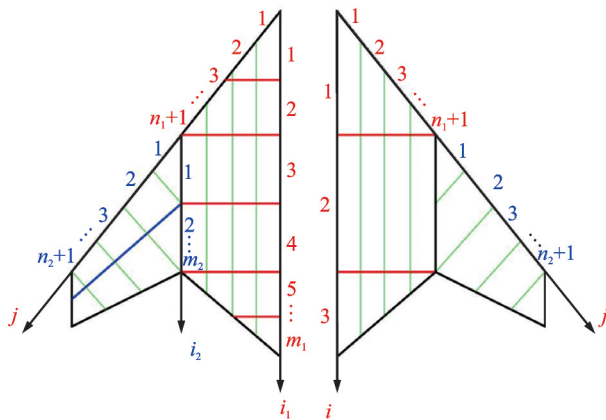


图5 λ 机翼结构尺寸分区

Fig.5 Structure size division of λ wing

3.3 机翼结构优化自动化流程

本文采用MSC.PATRAN/NASTRAN二次开发技术,编写PCL语言脚本程序建立结构有限元模型并进行优化设计与分析,具体流程如下:

(1) 自然网格模型建模。根据气动优化确定的IGES机翼外形模型,利用PATRAN几何建模功能依次生成内外段的自然网格模型。根据不同

的内外段梁、肋占位和个数变量设置,得到不同的机翼结构布局参数化几何模型如图6所示,其中15-6-2表示机翼内段15根梁、外段6根梁,内段2根肋。

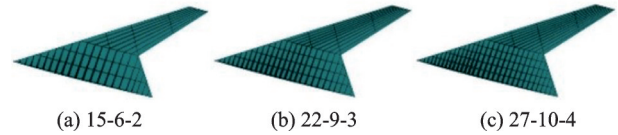


图6 结构布局参数化几何模型(隐藏上蒙皮)

Fig.6 Structural layout parametric geometry (hidden upper skin)

(2) 网格划分。设置网格点和网格样式,划分网格。

(3) 单元法向调整。上蒙皮法向向上为正;下蒙皮法向向下为正;肋和舵面支座等横向构件的腹板法向指向外(远离对称面)为正;梁和樯等纵向构件的腹板法向逆航向为正。

(4) 定义材料属性。根据机翼所选材料,定义材料属性。

(5) 定义单元属性。线元素采用杆单元,面元素采用壳单元。

(6) 定义载荷及边界条件。由于结构分析模型为半机翼,因此边界条件为翼根处固支。载荷主要由气动载荷、机翼自身重量和燃油重量3部分组成。

(7) 气动载荷传递。本文采用弱耦合的方法,即主要考虑气动载荷对结构变形的影响。采用双三次样条曲线法^[22]进行插值计算,并在PATRAN中以场函数形式加载到结构有限元模型上。

(8) 尺寸优化定义。定义各尺寸优化变量的上下限及相应的约束条件。

(9) 分析计算。选择分析类型,调用NAS-TRAN进行计算分析。

4 算 例

以某型战斗机 λ 机翼设计为例,该型飞行器巡航马赫数 $Ma=1.65$,飞行高度 $H=12\ 000\text{ m}$,迎角 $\alpha=3^\circ$,半机翼参考面积 $S=28\text{ m}^2$ 。

4.1 优化问题定义

(1) 系统级优化

① 目标函数:升阻比最大化;结构质量最小化。

② 设计变量 X_1 :展弦比 λ ,后掠角 Λ ,见表1。

③ 约束条件:机翼油箱容纳燃油量 $M_F \geq 2\ 000\text{ kg}$,其近似计算公式^[23]为

表 1 系统级设计变量

Table 1 System-level design variables

设计变量	初始值	下限	上限
λ	2.7	2.4	3.0
Λ	56.0	54.0	57.0

$$M_F = 420 \times b \times S \times \left(\frac{t}{c}\right) \times 1 - 0.89T_1 \times T_2 + 0.49(T_1 \times T_2)^2 / \lambda \quad (3)$$

(2) 气动优化

① 目标函数:机翼升阻比 L/D 最大。

② 设计变量 X_2 :内段梢根比 T_1 ,外段梢根比 T_2 ,内段展长占比 β ,见表 2。

表 2 气动设计变量

Table 2 Aerodynamic design variables

设计变量	初始值	下限	上限
T_1	0.45	0.42	0.47
T_2	0.30	0.25	0.35
β	0.45	0.42	0.47

③ 气动优化选择梯度优化算法中的修正可行方向法 (Modified method of feasible directions, MMFD)。

(3) 结构优化

① 首先,确定机翼各部件所用材料:主梁选择钛合金 TC4;蒙皮选择碳纤维复合材料 T800,采用对称铺层,0°铺层占比 40%,±45°和 90°铺层占比各 20%;其余结构选择铝合金 7075_T6。各材料的性能数据分别如表 3、4 所示。其次,飞行使用过载取 8g,安全系数取 1.5。

表 3 金属材料性能数据

Table 3 Metal material property data

材料	弹性模量/GPa	泊松比	密度/(g·cm ⁻³)
TC4	113	0.34	4.4
7075_T6	71	0.30	2.8

表 4 复合材料性能数据

Table 4 Composite material property data

材料	E_{11} /GPa	E_{22} /GPa	E_{12} /GPa	ν_{12}	ρ /(g·cm ⁻³)
T800	154	8.5	4.2	0.35	1.6

② 目标函数:半机翼结构重量 W 最小。

③ 布局优化设计变量 X_{3-1} :根据该型机翼外形尺寸、飞机结构设计手册和工程经验等,确定梁、肋间距变化范围为 200~500 mm,从而确定内外段各区域梁、肋个数和占位的变化范围和初始值,见表 5。为减少计算量,在本算例中,机翼内段主梁和外

表 5 结构布局设计变量

Table 5 Structural layout design variables

设计变量	初始值	下限	上限
翼盒内段的肋个数(不含端肋)	2	2	4
外段翼肋个数(不含端肋)	3		
内段主梁个数	5		
外段主梁个数	1		
	2	2	4
	2	2	4
内段每两根主梁间次梁个数(共 6 个区)	2	2	4
	4	3	5
	4	3	5
	4	3	5
外段每两根主梁间次梁的个数(共 2 个区)	4	3	5
	4	3	5

段翼肋个数设置为固定值 3。因此,布局优化设计变量共计 18 个。

④ 尺寸优化设计变量 X_{3-2} :根据飞机结构设计工程经验,同时通过多组优化设计变量试验避免厚度、截面积等优化结果达到取值范围的上下限从而确定蒙皮、梁腹板、肋腹板厚度及梁缘条、肋缘条、梁支柱截面积的变化范围和初始值,见表 6。由于尺寸优化受布局优化中梁、肋个数的影响,因此尺寸优化设计变量个数的范围为 140~198 个。例如,当内段主梁和肋个数为 3,外段主梁个数为 1、肋个数为 3 时,设计变量个数包括内段上下蒙皮厚度各 12 个,外段上下蒙皮厚度各 4 个,内段肋腹板厚度和缘条截面积各 16 个,外段

表 6 结构尺寸设计变量

Table 6 Structural dimension design variables

设计变量	初始值	下限	上限
内段上蒙皮厚度/mm	10	1	20
外段上蒙皮厚度/mm	8	1	20
内段下蒙皮厚度/mm	10	1	20
外段下蒙皮厚度/mm	8	1	20
内段肋腹板厚度/mm	6	1	12
外段肋腹板厚度/mm	5	1	12
内段主梁腹板厚度/mm	8	1	15
内段次梁腹板厚度/mm	6	1	15
外段主梁腹板厚度/mm	7	1	15
外段次梁腹板厚度/mm	5	1	15
内段主梁缘条截面积/mm ²	1 000	300	1 500
内段次梁缘条截面积/mm ²	600	100	800
外段主梁缘条截面积/mm ²	1 000	300	1 500
外段次梁缘条截面积/mm ²	600	100	800
内段肋缘条截面积/mm ²	300	100	500
外段肋缘条截面积/mm ²	300	100	500
内段梁支柱截面积/mm ²	150	50	300
外段梁支柱截面积/mm ²	150	50	300

肋腹板厚度和缘条截面积各4个,内段梁腹板厚度和缘条截面积各28个,外段梁腹板厚度和缘条截面积各12个,内段梁支柱截面积13个,外段梁支柱截面积4个,共169个。表6列出了同类变量的初始值及上下限。

⑤ 约束条件:主梁缘条正应力 $\sigma \leq 597$ MPa;主梁腹板切应力 $\tau \leq 380$ MPa;次梁缘条、梁支柱和肋缘条正应力 $\sigma \leq 373$ MPa;次梁腹板和肋腹板切应力 $\tau \leq 220$ MPa;蒙皮最大许用拉应变 $[\epsilon_+] = 4\,500 \mu\epsilon$;最大许用压应变 $[\epsilon_-] = -3\,300 \mu\epsilon$;最大许用切应变 $[\gamma_+] = 6\,000 \mu\epsilon$;翼尖位移 $h \leq 5\%$ 半展长。

⑥ 结构布局优化因其设计变量为离散变量,采用全局优化算法中的多岛遗传算法(Multi-island genetic algorithm, MIGA),其具有优良的全局求解能力和计算效率,具体参数设置为:子群规模10,岛个数10,总共进化代数5,交叉概率1.0,变异概率0.1,岛间迁移率0.1;结构尺寸优化采用NASTRAN软件自带的序列二次规划方法。

4.2 多目标优化历程

(1) 优化方法表述

多目标优化问题利用基于代理模型的优化方法求解。代理模型选择多项式响应面模型(Response surface methodology, RSM),该模型能够通过简单的代数表达式拟合复杂的响应关系,系统性、通用性强,适用范围广。试验设计采用最优拉丁超立方(Optimal Latin hypercube sampling, OLHS)成全局设计变量初始样本点40个,并通过序贯采样法添加样本点完善代理模型,提高拟合优度。优化算法选择多目标非支配排序遗传算法(Non-dominated sorting genetic algorithm II, NSGA-II),其具有良好的全局搜索能力,具体参数设置为:初始种群100,代数100,交叉概率、变异概率分别为0.9和0.11,交叉分布指数、变异分布指数分别取10和20。整个优化计算过程历时约72 h。

(2) 子系统优化过程分析

经过优化计算,气动子系统经过15~40次计算收敛,结构子系统经过10~20次计算收敛。任取全局样本中两点(见表7),得到子系统单目标优化迭代过程分别如图7、8所示。

表7 任意全局样本点数据

Table 7 Arbitrary global sample point data

设计变量	样本点1	样本点2
λ	2.650 6	2.498 7
Δ	54.418	56.62

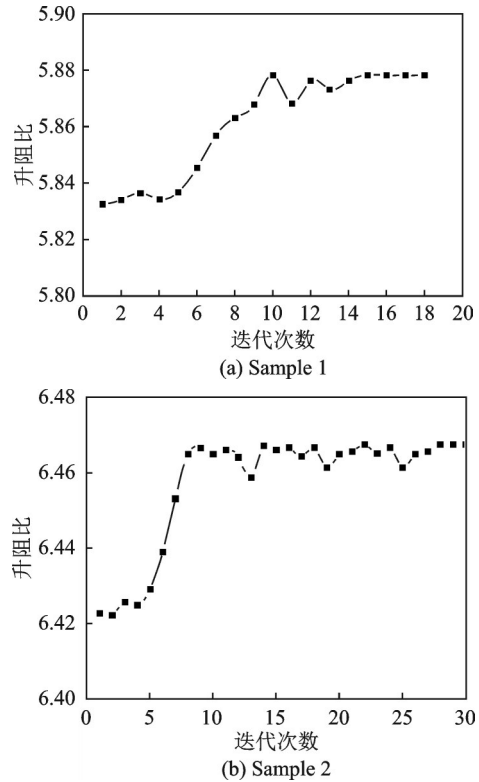


图7 气动子系统收敛历程

Fig.7 Convergence process of aerodynamic subsystem

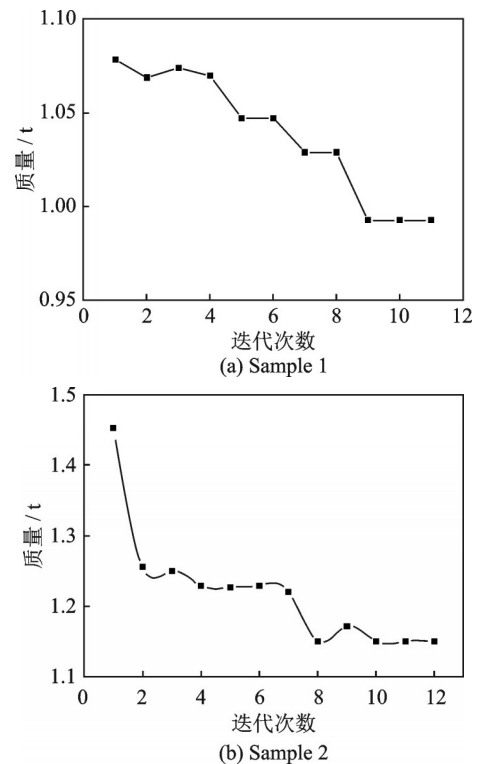


图8 结构子系统收敛历程

Fig.8 Convergence process of structural subsystem

(3) 系统级优化过程分析

① 代理模型验证

以RMSE、 R^2 等指标验证代理模型的拟合精度如表8所示。数据表明,由质量响应的近似值与

表 8 代理模型误差分析

代理模型	优化目标	R^2	RMAE
响应面模型	升阻比	0.999 99	0.001 04
	质量/t	0.920 27	0.070 87

分析值计算得到的决定系数 R^2 约为 0.92; 升阻比的决定系数则约达到 0.99, 表明本文构建的代理模型有着较好的全局拟合优度, 满足工程精度要求。

② 多目标优化最优解集

优化得到最优解 56 个, 如图 9 中 Pareto 解集所示, 当机翼质量小于 1 t 时, 升阻比对质量的斜率较大, 即在付出较小的结构质量代价情况下, 能够获得较大的升阻比收益; 当机翼质量大于 1 t 时, 随着升阻比的增加, 付出的结构质量代价逐渐增大。

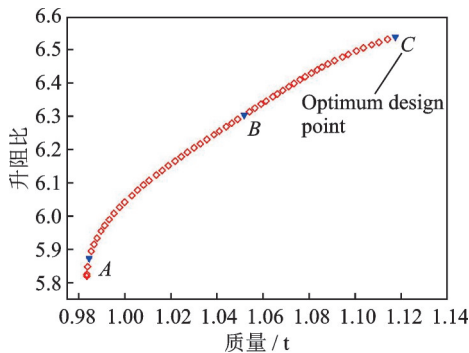


图 9 Pareto 最优解集

Fig.9 Pareto optimal solution set

③ 最优解验证

验证最优解 C 点数据精度, 用气动计算程序和 NASTRAN 软件对最优点进行校核计算, 得到数据如表 9 所示。结果显示, 代理模型得到的质量结果与真实响应间的误差为 0.332%, 升阻比的误差为 0.036 7%, 均满足工程精度要求。

表 9 最优解精度验证

目标函数	代理结果	真实响应	相对误差/%
升阻比	6.540 6	6.543 0	0.036 7
质量/t	1.118 2	1.114 5	0.332 0

4.3 优化结果与分析

综合考虑气动和结构指标, 从当前 Pareto 解集中选取 A、B、C 三个典型最优方案, 得到优化结果对比如表 10 所示。3 个方案中, A 方案结构质量最轻, 较 C 方案减小 11.96%, 但升阻比最小, 方案更加侧重于减小机翼的结构质量; C 方案升阻比最大, 较 A 方案提高 11.36%, 但同时结构质量也达到最大, 对于侧重提高机翼升阻比来说是一个最优

表 10 优化结果对比

目标函数	方案 A	方案 B	方案 C
升阻比	5.873 2	6.303 9	6.540 6
质量/t	0.984 5	1.051 8	1.118 2

解; B 方案则是相对于 A、C 方案的一个折中方案。3 个方案的对比表明, 升阻比的提高需要付出结构质量增大的代价。因此, 可通过权衡气动设计和结构质量指标要求, 从 Pareto 解集中选择适合的设计方案。

优化前后机翼气动外形和转折处翼型剖面压力系数分布对比分别如图 10、11 所示, 通过优化展弦比、后掠角和梢根比等外形参数, 机翼上表面中部吸力明显增加, 且吸力范围也明显扩大, 使得上下表面压差随之增大, 气动性能得到一定提升。

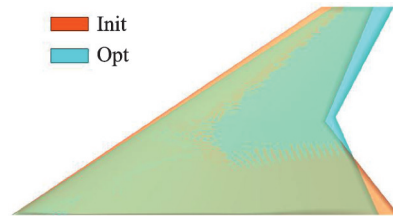


图 10 机翼外形优化前后对比

Fig.10 Comparison before and after wing shape optimization

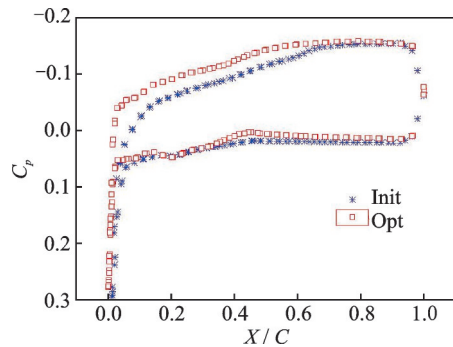


图 11 转折处翼型剖面压力系数分布对比

Fig.11 Comparison of pressure coefficient distribution of airfoil section at turning point

机翼应力、应变、位移云图分别如图 12~15 所示。优化结果显示, 机翼根部和内外段转折处应力较大, 翼尖位移达到约束上限, 整体满足约束要求。由图 12、13 可知, 优化后内段前部蒙皮厚度为 1~3 mm, 而中部蒙皮厚度为 10~15 mm, 两者相差近一个数量级, 因此应力较大处集中在内段前部, 最大为 309 MPa, 最大应变为 1 420 $\mu\epsilon$; 图 14 为梁肋骨架结构的应力云图, 结果显示机翼中部内外段两根主承力梁受力较大, 最大为 260 MPa, 且越靠近根部和转折处应力越大; 图 15 表明机翼翼尖位移

达到了约束上限。综上分析,λ机翼结构设计应重点考虑内外段转折处的受力情况。

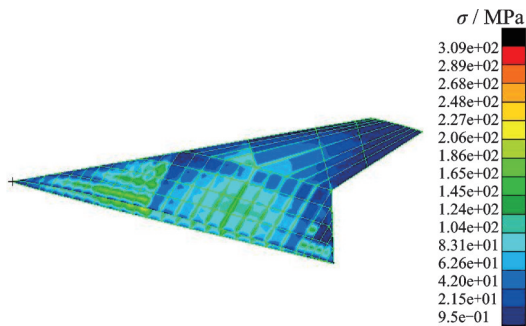


图12 蒙皮应力

Fig.12 Skin stress

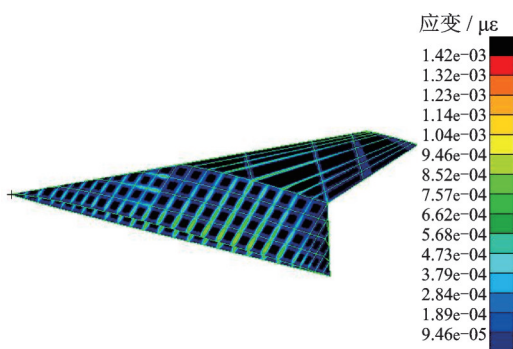


图13 蒙皮应变

Fig.13 Skin strain

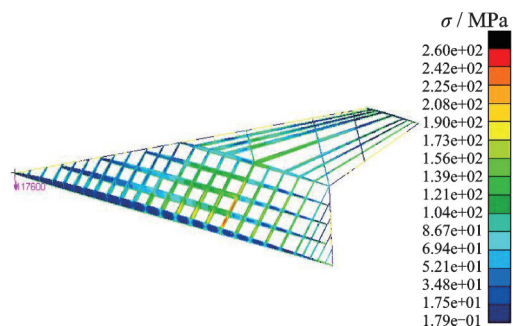


图14 骨架应力

Fig.14 Skeletal stress

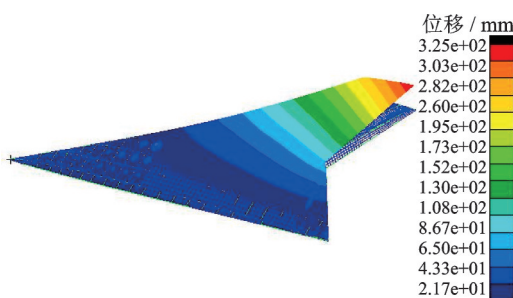


图15 机翼位移

Fig.15 Wing displacement

5 结 论

本文针对λ机翼气动/结构耦合问题,提出了一种有效的多学科优化设计方法。研究结论如下:

(1) 采用参数化建模方法实现了λ机翼气动/结构的多学科快速分析与优化,并通过引入代理模型的方法,提高了优化效率。

(2) 针对λ机翼多梁式结构特点而采取了布局和尺寸二级优化方法,相较于单级的结构设计方法,优化结果具有更高的结构效率,能够获得更小的结构质量。

(3) 以NSGA-II全局优化算法实现了λ机翼升阻比最大化和结构质量最小化的综合权衡设计。

参考文献:

- [1] 袁兵,刘杰,魏中成,等.战斗机翼型使用和发展综述[J].空气动力学学报,2021,39(6): 53-60.
YUAN Bing, LIU Jie, WEI Zhongcheng, et al. An overview of the development of fighter airfoils[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2021, 39(6): 53-60.
- [2] 马征.国外下一代战斗机和高超声速飞机结构技术发展综述[J].强度与环境,2021,48(5): 15-21.
MA Zheng. Overview of the structural technology development of foreign next-generation fighters and hypersonic aircraft[J]. Structural and Environment Engineering, 2021, 48(5): 15-21.
- [3] PAUL M, REIN M. Transonic numerical and experimental evaluation of unconventional Lambda wing control surfaces: AIAA-2016-0799 [R]. [S.l.]: AIAA, 2016.
- [4] DADKHAH M, MASDARI M, VAZIRI M A, et al. The effects of flow separation on a lambda wing aerodynamics[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2019, 91(8): 1100-1112.
- [5] LIEM R P, MADER C A, LEE E, et al. Aerostructural design optimization of a 100-passenger regional jet with surrogate-based mission analysis: AIAA-2013-4372[R]. [S.l.]: AIAA, 2013.
- [6] KENWAY G K W, MARTINS J R R A. Multi-point high-fidelity aerostructural optimization of a transport aircraft configuration[J]. Journal of Aircraft, 2014, 51(1): 144-160.
- [7] HOOGERVORST J E K, ELHAM A. Wing aerostructural optimization using the Individual Discipline Feasible architecture: AIAA-2016-3996 [R]. [S.l.]: AIAA, 2016.
- [8] LOVE N J, KAPANIA R K. Structural optimization of a novel flying wing supersonic aircraft configuration: AIAA-2020-0166[R]. [S.l.]: AIAA, 2020.
- [9] QIAN J, ALONSO J J. Wing structural optimization through highly-parameterized design: AIAA-2021-1967[R]. [S.l.]: AIAA, 2021.
- [10] 胡婕,王如华,王稳江,等.客机机翼气动/结构多学科

- 优化方法[J].南京航空航天大学学报,2012,44(4):458-463.
- HU Jie, WANG Ruhua, WANG Wenjiang, et al. Multidisciplinary optimization of transport wing aerodynamic /structural integrated design[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 44(4):458-463.
- [11] 杨体浩,白俊强,辛亮,等.考虑静气动弹性影响的客机机翼气动/结构一体化设计研究[J].空气动力学学报,2017,35(4):598-609.
- YANG Tihao, BAI Junqiang, XIN Liang, et al. Aerodynamic/structural integrated design for aircraft wing with static aeroelasticity effect[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(4): 598-609.
- [12] 宋倩,万志强.飞翼式客机机翼气动/结构综合优化方法研究[J].民用飞机设计与研究,2018(4):6-14.
- SONG Qian, WAN Zhiqiang. Research on comprehensive optimization method of wing aerodynamics/structure of flying wing airplane[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2018(4): 6-14.
- [13] 李典,梁益华,刘峰博,等.气动结构串行优化技术研究[J].航空科学技术,2019,30(9):47-55.
- LI Dian, LIANG Yihua, LIU Fengbo, et al. A sequential strategy for aero-structural optimization[J]. Aeronautical Science and Technology, 2019, 30(9): 47-55.
- [14] 胡嘉欣,芮姝,高瑞朝,等.飞行器结构布局与尺寸混合优化方法研究[J].航空学报,2022,43(5):363-373.
- HU Jiabin, RUI Shu, GAO Ruichao, et al. Study on the hybrid optimization method of structure layout and size for flight vehicles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(5): 363-373.
- [15] 韩忠华,许晨舟,乔建领,等.基于代理模型的高效全局气动优化设计方法研究进展[J].航空学报,2020,41(5):344-384.
- HAN Zhonghua, XU Chenzhou, QIAO Jianling, et al. Recent progress of efficient global aerodynamic shape optimization using surrogate-based approach[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(5): 344-384.
- [16] NANGIA R K, PALMER M E, TILMANN C P. Design of high aspect ratio "Lambda-wings" incorporating laminar flow: AIAA-2004-1245 [R]. [S. l.]: AIAA, 2004.
- [17] ALEISA H, KONTIS K. Predictions of the low-speed aerodynamic characteristics of generic UCAVs: AIAA-2022-0428[R]. [S. l.]: AIAA, 2022.
- [18] ALYANAK E J, PENDLETON E. Aeroelastic tailoring and active aeroelastic wing impact on a lambda wing configuration[J]. Journal of Aircraft, 2017, 54(1): 11-19.
- [19] KARAKOC A, KAYA H. A Multi-objective multidisciplinary optimization methodology for NATO AVT 251 UCAV-MULDICON: AIAA-2018-3001 [R]. [S. l.]: AIAA, 2018.
- [20] 邓海强,余雄庆.亚声速翼身融合无人机概念外形参数优化[J].航空学报,2014,35(5):1200-1208.
- DENG Haiqiang, YU Xiongqing. Configuration optimization of subsonic blended wing body UAV conceptual design[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(5): 1200-1208.
- [21] 姚卫星,顾怡.飞机结构设计[M].北京:国防工业出版社,2016.
- YAO Weixing, GU Yi. Aircraft structural design[M]. Beijing: Defense Industry Press, 2016.
- [22] 许小勇,钟太勇.三次样条插值函数的构造与Matlab实现[J].兵工自动化,2006,25(11):76-78.
- XU Xiaoyong, ZHONG Taiyong. The construction and Matlab realization of cubic spline function configuration[J]. Ordnance Industry Automation, 2006, 25(11): 76-78.
- [23] HOWE D. Aircraft conceptual design synthesis[R]. London: Professional Engineering Publishing Limited, 2000.

(编辑:夏道家)