

文章编号: 1674-8190(XXXX)XX-001-10

前缘半径展向分布的气动隐身综合优化研究

余龙舟^{1,2}, 钟世东^{1,2}, 黄江涛¹, 何成军^{1,2}, 陈宪^{1,2}, 屈从聪^{1,2}

(1. 中国空气动力研究与发展中心 空天技术研究所, 绵阳 621000)

(2. 中国空气动力研究与发展中心 跨域飞行交叉技术重点实验室, 绵阳 621000)

摘要: 机翼前缘半径沿翼展方向分布对飞翼布局飞行器隐身特性和气动特性有重要影响, 采用展向分布 CST 翼型匹配方法实现前缘半径的参数化, 运用基于映射联动的多学科模型输出方法, 为气动和隐身学科计算分别输出外形一致的数值模型。利用试验设计方法构建样本点, 建立 Kriging 代理模型, 采用基于代理模型的进化算法开展单目标和多目标优化, 通过前缘半径展向分布的气动隐身多目标优化结果表明: 在不损失最大升阻比等气动特性前提下, 可以进一步降低前向雷达散射截面, 提高前向隐身性能。

关键词: 飞翼布局; 前缘半径; 气动隐身综合; 多学科目标优化

中图分类号: V224+.5

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.XXXX.XX.01

Study on comprehensive optimization of aerodynamic stealth with spanwise distribution of leading edge radius

YU Longzhou^{1,2}, ZHONG Shidong^{1,2}, HUANG Jiangtao¹, HE Chengjun^{1,2},
CHEN Xian^{1,2}, QU Congchong^{1,2}

(1. Aerospace Technology Institute, China Aerodynamics and Development Center, Mianyang 621000, China)

(2. Key Laboratory of Cross-domain Flight Interdisciplinary Technology, China
Aerodynamics and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: The distribution of wing leading edge radius along the spanwise direction has a significant impact on the stealth and aerodynamic characteristics of flying wing layout aircraft, the spanwise distribution CST airfoil matching method is used to realize the parameterization of leading edge radius, and the multidisciplinary model output method based on mapping linkage is used to calculate and output numerical models with consistent shapes for aerodynamic and stealth disciplines. The experimental design method is used to construct sample points, the Kriging surrogate model is established, and the evolutionary algorithm based on the surrogate model is used to carry out single-objective and multi-objective optimization. Through the multi-objective optimization results of aerodynamic stealth with spanwise distribution of leading edge radius, it is proved that Without losing aerodynamic characteristics such as maximum lift to drag ratio, it is possible to further reduce the forward radar cross section and improve forward stealth performance.

Key words: flying wing layout; leading edge radius; pneumatic stealth synthesis; multidisciplinary objective optimization

收稿日期: 2024-05-06; 修回日期: 2024-06-19

通信作者: 钟世东(1983-), 男, 硕士, 高级工程师。E-mail: 84954152@qq.com

引用格式: 余龙舟, 钟世东, 黄江涛, 等. 前缘半径展向分布的气动隐身综合优化研究[J]. 航空工程进展, XXXX, XX(XX): 1-10.

YU Longzhou, ZHONG Shidong, HUANG Jiangtao, et al. Study on comprehensive optimization of aerodynamic stealth with spanwise distribution of leading edge radius[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, XXXX, XX(XX): 1-10. (in Chinese)

0 引言

飞翼布局由于良好的气动特性和隐身特性,在先进隐身飞行器设计中得到广泛应用^[1-3]。从美国的 B-2、X-45C、X-45B 以及欧洲的“神经元”等隐身飞机可以看到,其内翼段翼型前缘十分尖锐,并呈现鹰嘴型^[4-7],明显与单纯按照气动要求设计的翼型差异很大。王明亮等^[8]指出,减小机翼前缘半径有利于改善全机的隐身性能;洪苇江等^[9]通过对比三种不同展向尖化范围飞翼布局外形的气动与隐身特性,指出大范围尖化前缘会使得失速迎角提前,巡航状态时升阻比略有降低,优势是抬头力矩减小,降低了舵面配平来的升力损失与阻力增量;罗烈等^[10]研究了前缘半径对翼型气动—隐身特性的敏感性,指出前缘半径对翼型低速性能和隐身特性影响显著,翼型前缘半径越小,其低速失速特性越差,但对前向雷达散射截面积(Radar cross section,简称 RCS)减缩有利,设计时需进行综合权衡气动和隐身指标。

综合来讲,根据金属球后向散射的理论计算式,其 RCS 与半径的平方成正比例关系,电磁波照射飞行器前缘,翼型前缘是重要的散射源,减小翼型的前缘半径可以降低后向镜面散射,但大范围前缘尖化会带来气动性能恶化等问题,即气动和隐身目标对前缘半径优化而言,是一对矛盾的存在。目前,针对前缘半径的气动隐身多学科目标优化基本上都是单独针对特定翼型开展的^[11-12],其气动隐身综合优化设计结果是翼型整体构型的全局耦合结果,缺少翼型前缘半径这一关键参数对隐身性能优化的理论支撑。

在飞行器平面布局一定的情况下,飞翼布局飞行器由于后掠角的存在,导致沿展向接收的头部入射电磁场相位不均匀,机翼前缘电磁场的横向耦合导致的后向散射,也是全机后向散射的重要构成部分。这为人们开展全机的前缘半径沿展向分布的气动隐身综合优化提供了新思路——通过优化前缘半径沿展向的分布,在不损失气动性能的前提下,降低电磁场横向耦合导致的后向散射。

本文针对飞翼布局前缘半径展向分布参数,开展气动隐身多学科目标优化。在现有的优化算法基础上,应用映射联动的多学科模型输出方法,

解决气动计算和隐身计算模型一致性的问题,以实现飞翼布局全机前缘半径展向分布的气动隐身多目标优化。

1 气动隐身多学科目标优化技术

1.1 研究对象

对于机翼前缘大后掠的气动布局构型,当电磁波从头部辐照时,沿展向的机翼前缘的电磁场相位分布不均匀,存在横向电磁耦合现象。本文即针对某大后掠小展弦比飞翼布局的全机外形,在前期气动隐身综合优化的基础上,进一步开展沿展向分布的前缘半径的气动隐身多学科目标优化,探索前缘半径展向分布对小展弦比飞翼布局气动隐身综合优化性能的改善空间。

小展弦比飞翼布局全机外形为翼身融合设计,局部结构如图 1 所示。飞机基本尺寸参数为:机身长约 20 m,翼展长约 20 m。在不影响前缘半径对气动和隐身计算结果的前提下,为降低数值仿真计算量,数值研究模型采用无进排气系统的全机干净构型。

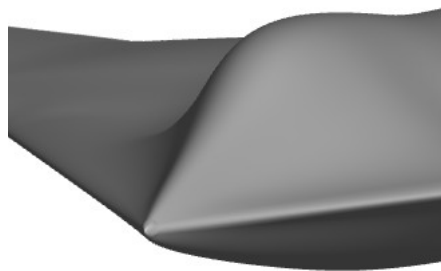


图 1 某小展弦比飞翼布局飞行器外形局部图
Fig. 1 Local shape map of an aircraft with small aspect ratio flying wing layout

1.2 前缘半径参数化

飞翼布局飞行器具有翼身融合的特点,沿展向不同截面均可以近似看成一翼型曲线。全机前缘半径展向分布的参数化可以简化为沿展向不同位置翼型前缘半径的参数化。通过典型占位置的翼型前缘半径参数,即可获得全机展向的前缘半径分布。

翼型的参数化有多种方法^[13],其中类函数/形状函数变换(class function/shape function transformation,简称CST)参数化方法^[14-15]是一种常用的描述翼型的方法,由Kulfan等提出,该方法使用的参数具有明确的几何意义、控制参数少、适应性强、精度取决于使用参数的阶数。借助伯恩斯坦(Bernstein)多项式描述翼型,其特征在于描述参数与翼型的几何特征联系紧密,如前缘半径、后缘角、翼型厚度最大值及其弦向位置等。前缘半径 R_{le} 与第一个参数的关系为

$$R_{le}/c = 0.5A_0^2 \quad (1)$$

式中: A_0 为Bernstein多项式第一个基函数的系数; c 为弦长。

通过改变 A_0 参数值,可达到修改翼型前缘半径的目的。具体方法为:各占位截面当地翼型可通过曲线拟合得到CST参数化方法描述的各参数,包括与前缘半径 R_{le} 相关的 A_0 参数值。

翼型参数化曲线示意图如图2所示,其中“Ori”表示原翼型曲线,“Fit”表示CST参数化方法拟合曲线,“New”表示修改 A_0 参数值后形成的新的翼型曲线。

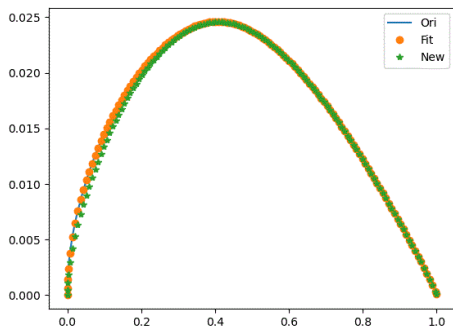


图2 翼型CST参数化曲线

Fig. 2 CST parameterization curve of airfoil

从图2可以看出:CST参数化方法能够较好地拟合翼型曲线,改变参数 A_0 值后,主要影响的是翼型前缘,对翼型的厚度等影响较小,同时能够保证翼型光滑。

给定飞翼布局全机沿展向占位截面前缘半径的变化曲线,通过将前缘半径占位处的新值赋给CST描述参数,即可获得新的翼型曲线,将新旧两条CST参数化方法描述的翼型曲线的差量叠加到原始翼型曲线中,即可形成新的当地翼型曲线。

沿展向各占位翼型均按照上述操作完毕后,飞翼布局全机前缘半径将按照指定的曲线分布。

前缘半径沿展向分布的曲线,可采用4点逼近的样条曲线,来模拟前缘半径沿展向的光滑均匀过渡,如图3所示。

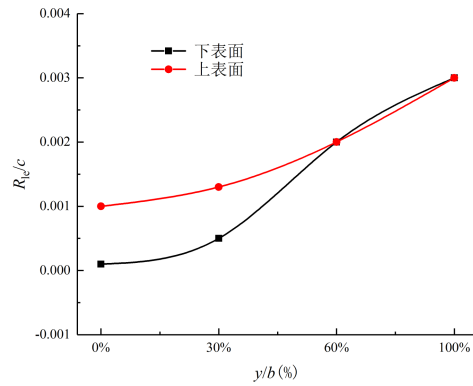


图3 初始翼型前缘半径沿展向分布的样条曲线

Fig. 3 Spline curve of spanwise distribution of initial airfoil leading edge radius

以沿展向占位位置分别为 y/b 分别为0%、30%、60%和100%截面的前缘半径值来构造样条曲线,其中 y 表示沿展向位置坐标, b 表示展长,0%和100%分别表示机身对称截面和翼尖截面。为增加气动隐身综合优化空间,上、下表面分别采用独立参数控制翼型曲线,一共获得8个控制变量,既可大幅降低设计参数总个数,又能保证充足的优化空间。从图3可以看出:全机外形经过气动隐身综合优化得到的初始外形在从0~60%范围内,下表面的半径均小于上表面,符合钝化前缘的特征。

1.3 气动力计算方法

小展弦比飞翼布局全机气动特性评估,采用自主研发的多块结构网格和非结构网格通用的RANS计算软件,采用有限体积法离散,隐式方法求解;湍流模型耦合有代数、一方程和二方程模型。利用时间相关法进行定常绕流模拟。加速收敛技术采用了多重网格、残值平均和局部时间步长等方法。

由于结构网格计算效率高,可降低后续基于代理模型的样本点计算时间,本文气动计算采用结构网格。绘制的典型多块结构网格拓扑如图4所示。

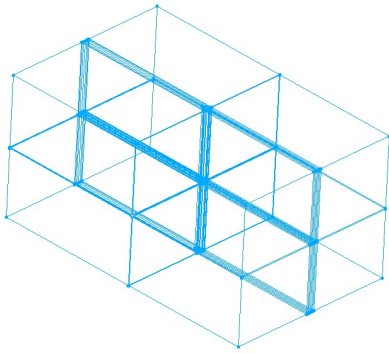


图4 用于气动力评估的多块结构网格拓扑
Fig. 4 Multi-block structural grid topology for aerodynamic evaluation

1.4 隐身评估方法

隐身特性计算采用电子科技大学研制的PU-EST并行通用电磁仿真软件,该软件基于并行计算的多层快速多极子方法(Multilevel fast Multipole Algorithm,简称MLFMA),以采用全波分析的矩量法为基础。通过将散射体进行离散得到子散射体分组,子散射体间相互耦合,近亲组之间直接利用计算得到阻抗矩阵,远亲组之间采用聚合转移配置来实现。在不损失计算精度的前提下,该方法能够快速模拟干净构型的电大尺寸目标的RCS特性,具有较高的计算效率,还具有较高的计算精度。

该方法所需要的计算网格为均匀的表面三角网格,为保证数值计算精度,网格尺寸约为0.1~0.2个计算波长。由于飞行器机翼前缘曲率较大,为准确模拟,前缘网格适当加密,以准确展示飞机外形的变化。

1.5 映射联动的多学科模型输出方法

飞行器气动隐身综合优化的难点在于学科分析模型的准确提供,气动学科和隐身学科所要求的计算模型是不一致的。气动学科常用的模型是空间网格,在机翼前缘等曲率变化较大的地方,网格比较密,附面层网格第一层物面网格尺度很小。隐身学科要求物面三角面元网格,三角面元网格尺度要与所计算频率波长有关,且整个物面网格要均匀一致。

在飞行器气动隐身综合优化中,飞行器外形随设计变量参数变化而变化,气动/隐身计算模型跟随飞行器外形变化而变化,不同学科计算模型

的输出成为重要的难题。

本文采用基于映射联动的多学科模型输出技术来解决气动、隐身学科模型外形输出一致性问题。从参数化模型到数值计算模型,一共涉及三种网格,即参数化模型表征所对应的背景表面网格,隐身学科计算对应的三角形表面网格和气动学科计算对应的空间结构网格,通过映射联动分别建立起气动学科、隐身学科物面网格与背景网格的联系。主要思想是:参数化描述的是背景网格,学科计算模型的物面网格映射到背景网格上,背景网格随控制参数变化后,带动学科计算模型物面网格变形,输出新的学科计算模型网格。具体过程为:背景网格采用物面四边形结构网格,学科计算模型物面网格点映射到背景网格上的方法是比例系数法,如图5所示。

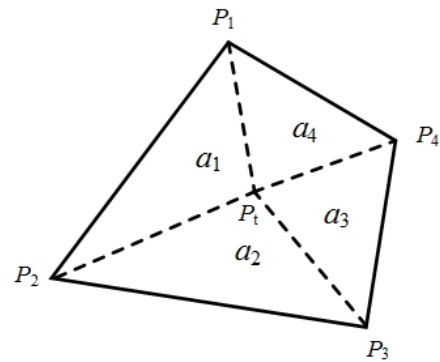


图5 多学科计算网格映射示意图
Fig. 5 Schematic diagram of multidisciplinary computing grid mapping

首先判断学科计算模型物面网格点处于某一背景网格控制的四边形内,其中 P_1 、 P_2 、 P_3 、 P_4 为初始背景结构网格中四边形四个顶点的坐标。 P_t 为初始布局对应的气动或隐身学科中处于该背景结构网格中待映射的点。 a_1 、 a_2 、 a_3 、 a_4 为被映射点与初始结构网格中两点组成的三角形的面积。则各比例系数可通过下式计算:

$$k_1 = \frac{a_2 a_3}{(a_2 + a_4)(a_1 + a_3)} \quad (2)$$

$$k_2 = \frac{a_3 a_4}{(a_2 + a_4)(a_1 + a_3)} \quad (3)$$

$$k_3 = \frac{a_4 a_1}{(a_2 + a_4)(a_1 + a_3)} \quad (4)$$

$$k_4 = \frac{a_1 a_2}{(a_2 + a_4)(a_1 + a_3)} \quad (5)$$

待映射点在四边形的映射坐标可以表示为

$$P_i = P_1k_1 + P_2k_2 + P_3k_3 + P_4k_4 \quad (6)$$

优化过程中,为减小 CST 参数化方法描述的翼型与原始翼型的误差,通过更新前缘半径分布的控制点的值,求差得到参数化模型的原始模型背景网格和更新背景网格的差量,将该差量叠加到原始模型背景网格中即可得到变形后的新的背景网格。由新的背景网格坐标和待映射点(隐身

计算和气动计算的网格点)在四边形网格中的各比例系数得到气动和隐身学科计算模型物面网格坐标,从而得到新的学科计算模型物面网格。气动力计算所需的空間网格可进一步由物面网格通过超限插值法等空間网格变形方法得到。通过上述方法,保证了气动学科和隐身学科分析模型的一致性,为前缘半径展向分布气动和隐身综合优化奠定了基础,整个流程如图 6 所示。

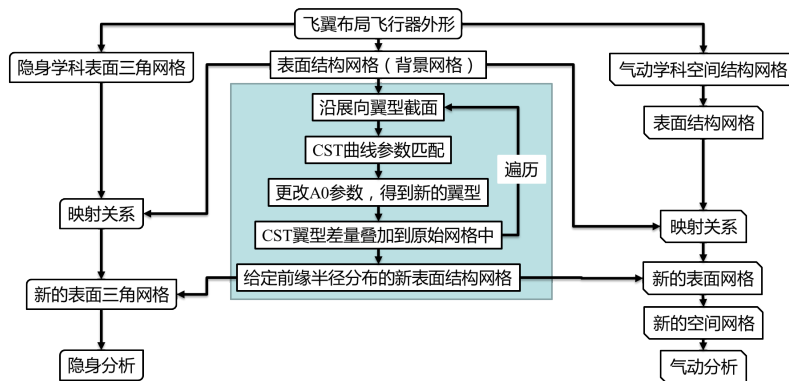


图 6 多学科模型输出流程图

Fig. 6 Output flow chart of multidisciplinary model

1.6 气动隐身多学科目标优化方法

小展弦比飞翼布局气动、隐身多学科目标优化方法采用的是基于代理模型的多目标进化算法。代理模型选用 Kriging 模型, Kriging 模型是一种估计方差最小的无偏估计模型,它通过相关函数的作用,具有局部估计的特点。Kriging 模型形式较复杂、构造耗时长、计算量大,但能够精确拟合非线性和多峰问题。

使用拉丁超立方(Latin Hypercube Sampling, 简称 LHS)试验设计方法得到关于 8 个设计变量的 100 个样本点,采用映射联动的多学科模型输出方法分别为气动力计算和隐身计算输出数值计算模型。提取各样本点下的气动力计算结果:包括最大升阻比 K_{\max} 、零升力矩 C_{m_0} ,构造设计变量与各导(系)数的代理模型。隐身计算中提取水平面内前向 $\pm 30^\circ$ 范围内的 RCS 均值,构造设计变量与 RCS 均值的代理模型。

优化框架采用面向对象的进化算法开源软件框架 Geatpy,它具有构造优化算例简便,优化算法多样,优化过程可视化等特点,软件详情可参考官网(网址: <http://geatpy.com/index.php/home>)。其采用的典型的优化算法有精英保留的遗传算

法、增强精英保留的多染色体遗传算法、基于 NS-GA-II-DE 算法的多目标进化算法、基于 NSGA-III 算法的多目标进化算法、基于 RVEA 算法的多染色体多目标进化算法等。

2 气动隐身优化结果分析

2.1 单目标优化结果分析

在进行全机前缘半径展向分布气动隐身综合优化之前,首先开展气动和隐身单目标优化结果分析,通过研究参数化的设计变量在给定的取值空间范围内对气动和隐身的影响能力,分析设计变量优化空间的大小,确定气动隐身综合优化的范围。

气动特性最关键的参数包括最大升阻比、升力系数和力矩特性等,本文选择优化目标为最大升阻比 K_{\max} ,考虑到前加载对飞翼布局的力矩特性的影响,零升力矩系数(C_{m_0})也被纳入到单目标优化中,数值计算马赫数包括 $Ma=0.9$ 和 1.5 。由于扁平融合布局的垂直极化波的隐身性能较好,隐身特性优化目标主要针对水平极化波,具体为水平面内(俯仰角为 0°)前向 $\pm 30^\circ$ 范围垂直极化波

的 RCS 均值 σ , 数值计算频点为 $f=5, 6, 7, 8, 9, 10$ GHz, 包括雷达常用的 C 和 X 波段, 在上述频率范围内, 对应全机模型为电大尺寸, 可以获得外形优化带来的隐身性能改善。综合考虑布局构型光滑, 兼顾工程结构及加工厚度, 参数化的前缘半径系数取值范围为

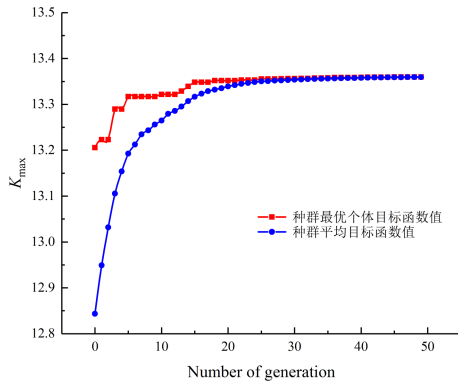
$$0.0001 \leq x \leq 0.003 \quad (7)$$

其中, $x=R_{le}/c$, 需要给定的约束条件为

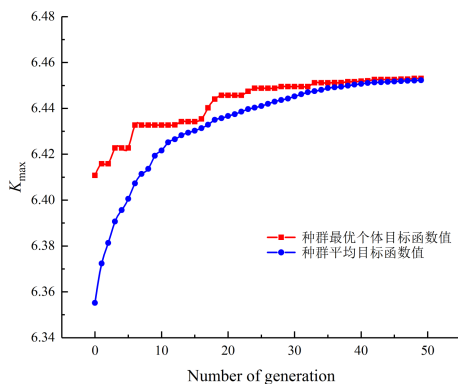
$$\begin{cases} x_0^u \leq x_{0.3}^u \leq x_{0.6}^u \leq x_1^u \\ x_0^d \leq x_{0.3}^d \leq x_{0.6}^d \leq x_1^d \end{cases} \quad (8)$$

其中, 下标 0、0.3、0.6 和 1 表示展向占位位置, “u” 和 “d” 表示上表面和下表面。在上述约束条件和可行解集范围内分别开展单学科单目标和单学科优化。

不同马赫数和频点下单学科单目标优化过程分别如图 7~图 9 所示, 图中横坐标表示遗传代数, 纵坐标为目标函数值。在遗传优化算法代数 $N=50$ 的情况下, 优化的目标函数值均已收敛——种群最优个体目标函数值和种群平均值随着代数增加而趋于一致, 且不再继续随 N 增加而增长。

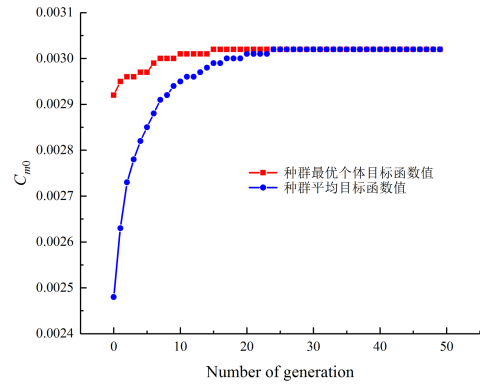


(a) $Ma=0.9$

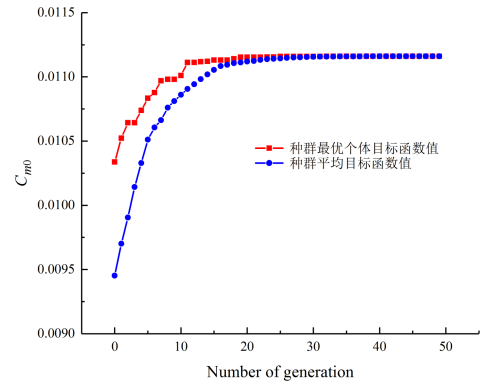


(b) $Ma=1.5$

图 7 不同马赫数下最大升阻比优化过程
Fig. 7 Optimization process of maximum lift-drag ratio under different Mach numbers

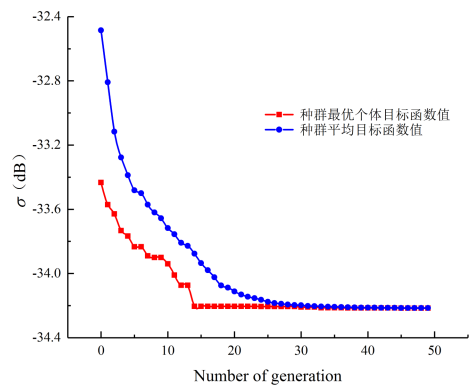


(a) $Ma=0.9$



(b) $Ma=1.5$

图 8 不同马赫数下零升力矩比优化过程
Fig. 8 Optimization process of zero-lift torque ratio at different Mach numbers



(a) $f=5$ GHz

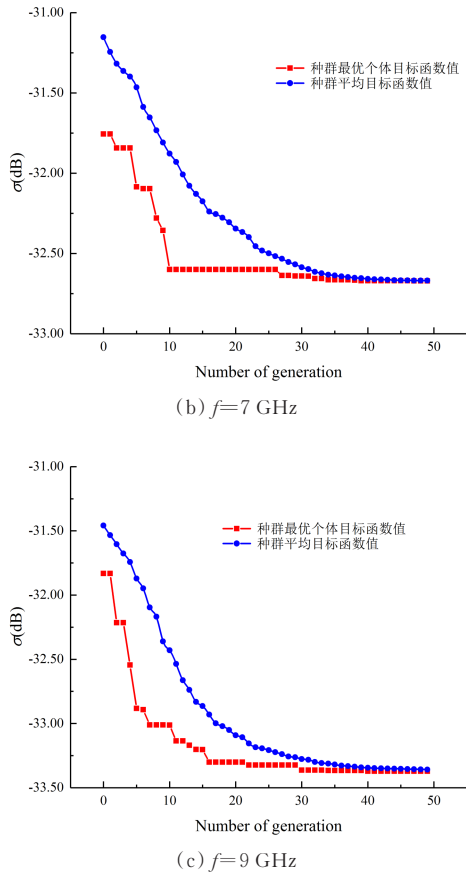


图9 不同频点下最小雷达散射截面均值优化过程
Fig. 9 Optimization process of minimum radar cross section mean value at different frequency points

从图7可以看出:前缘半径展向分布对最大升阻比略有影响, $Ma=0.9$ 时,最大升阻比与初始种群平均值之差约为0.53,提升4.12%。 $Ma=1.5$ 时最大升阻比与初始种群平均值之差约为0.10,提升1.57%。

从图8可以看出:前缘半径展向分布对零升力矩的影响量比较小,该力矩影响可以通过优化扭转角来调整。

从图9可以看出:优化的初始外形的雷达散射截面均小于-30 dB,已经具备较好的隐身效果。在此基础上,前缘半径对分布对前向隐身尚有优化的空间。在频点 $f=5、7$ 和9GHz三种情况下,最优雷达散射截面均值 σ 与初始种群平均值之差分别为1.81、1.52和1.75 dB。

在单学科单目标的基础上,进一步开展了单学科目标的隐身优化。分别设:

$$\begin{cases} F1 = K_{\max(Ma=0.9)} + K_{\max(Ma=1.5)} \\ F2 = (\overline{\sigma_{f=5}} + \overline{\sigma_{f=6}} + \overline{\sigma_{f=7}} + \overline{\sigma_{f=8}} + \overline{\sigma_{f=9}} + \overline{\sigma_{f=10}}) / 6 \end{cases} \quad (9)$$

其中,F1表示 $Ma=0.9$ 和 $Ma=1.5$ 时的最大升阻比之和,F2表示 $f=5、6、7、8、9$ 和10 GHz时的雷达散射截面均值。

优化结果如图10~图11所示。

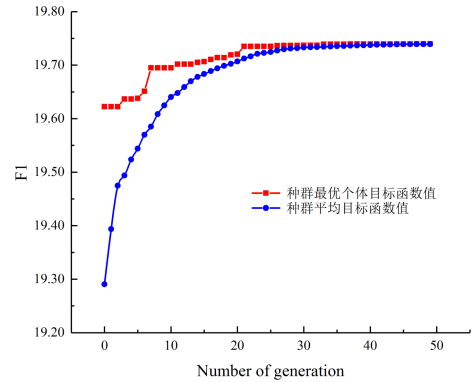


图10 气动学科目标函数优化过程
Fig. 10 Optimization process of objective function in aerodynamic discipline

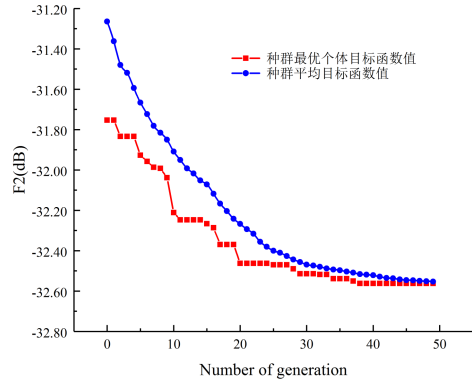


图11 隐身学科目标函数优化过程
Fig. 11 Optimization process of objective function of stealth discipline

从图10~图11可以看出:进一步优化对最大升阻比有一定的改善,对隐身性能的提高超过1.5 dB,与单目标的优化结果一致。

2.2 多学科目标优化结果分析

综合单目标优化结果来看,前缘半径展向分布对跨/超声速最大升阻比、零升力矩系数和前向雷达散射截面均有影响。为降低优化参数维度,本文以跨/超声速最大升阻比之和最大与多频点

RCS之和最小为优化目标,开展气动和隐身学科综合的多学科目标优化,为了使两种学科均以取最大值为目标,隐身优化目标函数前添加负号。

$$\begin{cases} F1 = K_{\max}(Ma=0.9) + K_{\max}(Ma=1.5) \\ F2^* = -(\overline{\sigma_{f=5}} + \overline{\sigma_{f=6}} + \overline{\sigma_{f=7}} + \overline{\sigma_{f=8}} + \overline{\sigma_{f=9}} + \overline{\sigma_{f=10}})/6 \end{cases} \quad (10)$$

$$x_0 \leq x_{0.3} \leq x_{0.6} \leq x_1$$

$$x \in [0.0001, 0.003]$$

两种目标的权重系数均为1,多学科目标优化的 Pareto 前沿结果如图 12 所示,可大致确定多学科目标的优化空间和变化趋势。

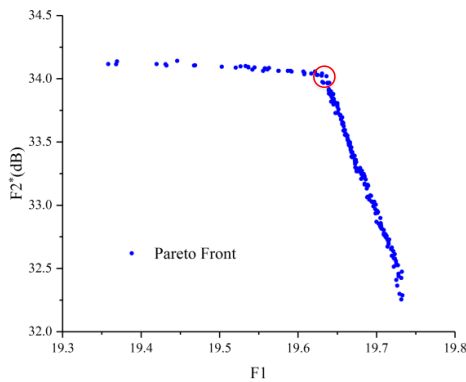


图 12 多学科目标优化的 Pareto Front 前沿
Fig. 12 Pareto Front Frontier of Multidisciplinary Objective Optimization

图 12 中红色标记结果内,气动和隐身综合性都能获得较好的优化,选取其中一点参数进行外形构造和气动、隐身的校核计算,该点对应的各参数变量值优化前后对比如图 13 所示。

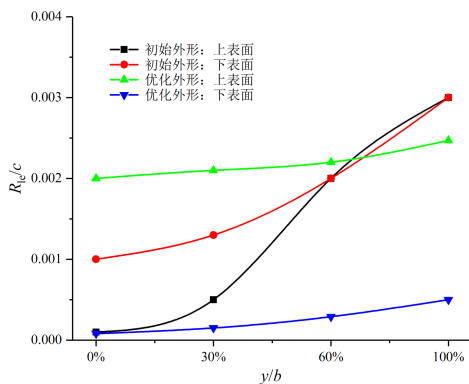


图 13 优化前后前缘半径展向分布对比
Fig. 13 Comparison of spanwise distribution of leading edge radius before and after optimization

与初始优化外形相比,可以看到最优化结果中上表面靠近机身位置处,前缘半径从 0.001 增加

其中最大升阻比之和即同时考虑了跨声速、超声速升阻比,按照各自 50% 加权平均来表征前缘半径优化对气动学科的影响。具体的优化模型为

到 0.002 左右,下表面前缘半径变化非常小;靠近翼梢处,优化后的下表面的前缘半径远小于初始外形。且优化后的前缘半径展向分布更趋于平缓,整体结构呈现出上表面前缘半径远大于下表面前缘半径的钝化特点。

以频点 10 GHz 为例,优化前后雷达散射截面对比如图 14 所示,可以看出:优化外形在前向 $\pm 30^\circ$ 范围的雷达散射截面明显降低。

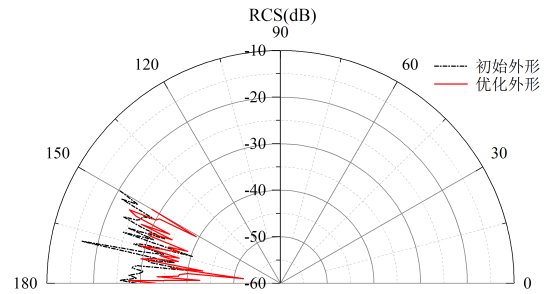


图 14 优化前后雷达散射截面对比
Fig. 14 Comparison of radar cross section before and after optimization

根据气动隐身校核计算的结果,进一步给出优化前后隐身特性对比,如表 1 所示;气动计算结果对比,如表 1 所示。其中 $C_{L\alpha}$ 、 C_{mCL} 和 C_{D0} 分别表示升力线斜率,静稳定性和零升阻力。表中“B”表示初始外形,“A”表示优化外形。

表 1 优化前后隐身特性对比
Table 1 Comparison of stealth characteristics before and after optimization

f	B	A
5G	-29.61	-33.52
6G	-30.92	-31.24
7G	-30.90	-32.74
8G	-31.30	-32.93
9G	-31.41	-33.02
10G	-30.40	-32.71

表2 优化前后气动特性对比
Table 2 Comparison of aerodynamic characteristics before and after optimization

Parameters	Ma	CL_a	Cm_{CL}	K_{max}	CD_0
B	0.9	0.0629	-0.0273	13.1530	0.0084
	1.5	0.0435	-0.0605	6.3094	0.0187
A	0.9	0.0630	-0.0268	13.3787	0.0084
	1.5	0.0435	-0.0584	6.2958	0.0187

从表1可以看出:在C波段和X波段前向RCS均有明显改善,各频点RCS均值降低约2dB左右。

从表2可以看出:优化前后的最大升阻比得以保持,升力线斜率和零升阻力基本无变化,静稳定度有所改变,但变化幅度较小,力矩特性的变化可以通过优化翼型扭转角等方式来调整。

3 结 论

1) 基于映射联动的多学科模型输出技术,可应用于以解决气动、隐身学科模型外形输出一致性问题;

2) 飞翼布局前缘横向电磁耦合为前缘半径展向分布优化提供了理论支撑。优化结果表明:对于隐身性能较好的初始外形,通过前缘半径优化,能够在C和X波段进一步提高隐身性能约2 dB,且对气动性能的影响小;

3) 前缘半径展向分布气动隐身综合优化外形:整体呈现出上表面前缘半径远大于下表面前缘半径的特点,且上下表面前缘半径沿展向变化较为均匀,曲线走势一致。

参 考 文 献

- [1] 刘晓冬,张沛良,何光洪,等. 基于伴随方法的飞翼布局多目标气动优化设计[J]. 西北工业大学学报,2021,39(4): 753-760.
LIU Xiaodong, ZHANG Peiliang, HE Guanghong, et al. Multi-objective aerodynamic optimization of flying-wing configuration based on adjoint method[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2021, 39(4): 753-760. (in Chinese)
- [2] 陈立立,钟世东,黄江涛,等. 静稳定裕度对飞翼布局的影响研究[J]. 航空工程进展,2022,13(6):107-115.
CHEN Lili, ZHONG Shidong, HUANG Jiangtao, et al. Influence Research on Stability Margin for Flying Wing Configuration[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(6):107-115. (in Chinese)
- [3] 陈宪,陈诚,黄江涛,等. 飞翼布局飞行器可伸缩腹部襟翼气动分析[J]. 航空工程进展,2022,13(2):9-17.
CHEN Xian, CHEN Cheng, HUANG Jiangtao, et al. Aerodynamic Analysis of Retractable Belly Flap for a Flying Wing Aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(2):9-17. (in Chinese)
- [4] GRIFFIN J M, KINNU J K, COLOMBI J M. B-2 systems engineering case study: ADA464771[R]. US: Defense Technical Information Center, 2007.
- [5] WHITTENBURY J. Configuration design development of the navy UCAS-D X-47B[C]// AIAA Centennial of Naval Aviation Forum: "100 Years of Achievement and Progress". Virginia Beach: AIAA, 2011: 7041.
- [6] CHAPMAN R. Unmanned combat aerial vehicles: Dawn of a new age[J] Aerospace Power Journal, 2002, (2): 60-73.
- [7] NANGIA R, PALMER M. A comparative study of UCAV type wing planforms-aero performance & stability considerations[C]// 23rd AIAA Applied Aerodynamics Conference. Toronto: AIAA, 2005: 5078.
- [8] 王明亮,高正红,夏露. 气动与隐身性能计算精度对飞行器设计的影响[J]. 飞行力学,2009,27(6):14-17.
WANG Mingliang, GAO Zhenghong, XIA Lu. Influence of Aerodynamic and stealth performance computation precision on aircraft optimization design [J]. Flight Dynamics, 2009, 27(6): 14-17. (in Chinese)
- [9] 洪苇江,李小婷,薛晖,等. 前缘尖化对飞翼布局飞行器气动隐身性能影响[J]. 南京航空航天大学学报,2022,54(2): 245-252.
HONG Weijiang, LI Xiaoting, XUE Hui, et al. Influence of sharp leading edge on aerodynamic stealth performance of flying-wing aircraft [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(2): 245-252. (in Chinese)
- [10] 罗烈,高旭,孙海军. 前缘参数对翼型气动-隐身特性敏感性分析[J]. 航空科学技术,2015,26(6):13-17.
LUO Lie, GAO Xu, SUN Haijun. Sensitivity analysis of leading edge parameters to aerodynamic and stealth characteristics of the airfoil[J]. Aeronautical Science & Technology, 2015, 26(6): 13-17. (in Chinese)
- [11] 张伟,赵轲,夏露,等. 飞翼布局翼型系列设计进展[J]. 空气动力学学报,2021,39(6):37-52.
ZHANG Wei, ZHAO Ke, XIA Lu, et al. A multi-disciplinary global/local optimization method for flying-wing airfoils design[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2021, 39(6): 37-52. (in Chinese)

- [12] 张彬乾, 罗烈, 陈真利, 等. 飞翼布局隐身翼型优化设计[J]. 航空学报, 2014, 35(4): 957-967.
ZHANG Binqian, LUO Lie, CHEN Zhenli, et al. On stealth airfoil optimization design for flying wing configuration [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(4): 957-967. (in Chinese)
- [13] 邓金秋, 冯仁忠. 利于翼型优化设计的超临界翼型参数化方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(3): 368-373.
DENG Jinqiu, FENG Renzhong. Supercritical airfoil parameterization method feasible to optimum design[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(3): 368-373. (in Chinese)
- [14] 张磊, 陈红全. 基于 CST 参数化的翼型优化遗传算法研究[J]. 航空计算技术, 2011, 41(6): 53-57.
ZHANG Lei, CHEN Hongquan, Research on genetic algorithm for aerodynamic shape optimization based on CST [J]. Aeronautical Computing Technique, 2011, 41(6): 53-57. (in Chinese)
- [15] 卜月鹏, 宋文萍, 韩忠华, 等. 基于 CST 参数化方法的翼型气动优化设计[J]. 西北工业大学学报, 2013, 31(5): 829-836.
BU Yuepeng, SONG Wenpin, HAN Zhonghua, et al. Aerodynamic optimization design of airfoil based on CST parameterization method [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2013, 31(5): 829-836. (in Chinese)

(编辑:马文静)