基于代理模型的翼身融合水下滑翔机外形优化设计

叶鹏程^{1,2}, 王聪聪³, 潘光^{1,2}

(1.西北工业大学 航海学院, 陕西 西安 710072; 2.西北工业大学 无人水下运载技术重点实验室, 陕西 西安 710072; 3.中国航空工业集团公司 洛阳光电设备研究所, 河南 洛阳 471000)

摘 要:为了提高翼身融合水下滑翔机(blended-wing-body underwater glider,BWBUG)外形的设计质量与优化效率,提出一种基于代理模型的翼身融合水下滑翔机外形优化(surrogate-based blended-wing-body underwater glider shape optimization,SBUGSO)框架。以最大升阻比(lift to drag ratio,LDR)为优化目标,排水体积不减小为约束条件,对翼身融合水下滑翔机外形进行优化。优化后的翼身融合水下滑翔机升阻比提高了 24.32%,研究表明提出的基于代理模型的翼身融合水下滑翔机外形优化框架能够有效降低计算资源,同时提高水下滑翔机流体动力性能和排水体积,相比其他优化算法,具有明显优势。

关 键 词:水下滑翔机;翼身融合;代理模型;外形优化设计;升阻比
中图分类号:V221 **文献标志码:**A **文章编号:**1000-2758(2021)01-0085-08

自主水下滑翔机(autonomous underwater gliders,AUG)是一种利用净浮力和姿态角调节获得推进力的新型水下航行器,耗能极低,可以高效率、长时间地在海洋中航行,在军事和民用领域有着非常广阔的应用前景^[1]。然而,传统回转体外形 AUG 升阻比较低,滑翔性能受到极大制约。

为了提高 AUG 滑翔性能,研究人员开始关注翼身融合布局在 AUG 外形设计中的应用。翼身融合布局的概念最早出现在航空领域,翼身融合布局飞行器具有优良的升阻特性,已发展成为各国重点研究的气动布局^[2-3]。目前,翼身融合布局水下滑翔机研究尚处在起步阶段。吕达等^[4]对 BWBUG 翼梢小翼的减阻效应进行了研究,以翼梢小翼高度、前缘后掠角、外倾角为外形参数,探索了不同翼梢小翼外形参数对 BWBUG 翼梢附近尾部流场的影响。何衍儒等^[5]以最大排水体积和最小结构质量为优化目标,对 BWBUG 进行了外形和结构的分步优化设计。Sun 等^[6]利用高效全局优化(efficient global optimization,EGO)方法构建了 BWBUG 外形设计优化平台,并以最大升阻比为优化目标对 BWBUG 进行外形设计优化,相比初始设计最大升阻比提高了 7%。Wang 等^[7]建立了 BWBUG 外形参数化模型,实现了采样点网格的自动划分和流体动力计算,采用基于高斯函数优化方法完成了 BWBUG 外形优化设计。上述研究往往使用传统计算流体动力学(computational fluid dynamics,CFD)方法计算 AUG 水动力性能,存在设计周期长、计算代价高等问题。代理模型能够在优化过程中替代复杂流体仿真计算,极大地降低计算量,被广泛应用于工程设计优化领域。本文采用作者在文献[8]中提出的一种基于组合代理模型和多层设计空间缩减策略的全局优化方法(ensemble of surrogates-based global optimization method using a hierarchical design space reduction strategy,ESGO-HSR),对 BWBUG 外形进行优化设计。

翼身融合布局水下滑翔机外形沿翼展方向各截面均为翼型,即由一系列不同翼型组合而成。为了进一步降低 BWBUG 外形优化所需计算资源,提高优化效率,本文对 BWBUG 外形优化模型进行了合理简化。在保证 BWBUG 外部轮廓总体不变的情况下,选取 7 个关键位置处的截面翼型,分别进行优

收稿日期:2020-05-27 **基金项目:**国家重点研发计划(2016YFC0301300)、国家自然科学基金(61803306,11502210,51709229)、中国博士后科学基金(2019M660264)与中央高校基本科研业务费专项资金(3102019HHZY03009)资助

作者简介:叶鹏程(1991—),西北工业大学助理研究员,主要从事水下航行器总体设计与工程设计优化方法研究。

化。然后利用优化获得的新翼型重新生成 BWBUG 外形,从而获得性能更优的水动力外形。

文中建立了 BWBUG 外形参数化模型,以最大升阻比为优化目标,提出一种基于代理模型的翼身融合水下滑翔机外形优化框架,对 BWBUG 外形进行优化设计。优化结果既提高了 BWBUG 升阻比,又增大了排水体积,验证了提出的 SBUGSO 框架的有效性和可行性。

1 BWBUG 外形参数化模型

BWBUG 外形采用翼身融合布局,整体沿翼展方向各截面均为 NACA00XX 对称翼型,如图 1 所示。本文在保持 BWBUG 总体外形轮廓不变前提下,选择了 7 个关键位置处的截面翼型进行优化,通过 unigraphics NX(UG)软件利用优化翼型重新生成 BWBUG 优化外形。站位翼型的选取参考了文献[9],图 2 给出了位置示意图。图中 $l_1 \sim l_7$ 和 $d_1 \sim d_7$ 分别表示翼型与中心截面翼型前缘的水平 and 垂直距离,具体参数值如表 1 所示。对称结构 BWBUG 外形拥有诸多优点,本文将保证优化后的外形仍为上下对称、左右对称。

图 1 BWBUG 外形设计图

图 2 7 个关键翼型位置示意图

图 3 翼型参数 n 误差分析

表 1 关键翼型 XF₁~ XF₇ 基本信息

站位翼型	NACA 系列	弦长 c/mm	水平距离 l/mm	垂直距离 d/mm
XF ₁	0022	350	0	0
XF ₂	0017	310	50	20
XF ₃	0008	235	90	55
XF ₄	0008	165	150	95
XF ₅	0008	130	190	120
XF ₆	0008	88	275	175
XF ₇	0008	30	500	320

采用形状类别函数变换方法(class function/shape function transformation,CST^[10])描述关键翼型的参数化外形。CST 参数化方法表达式如下

$$y_u = y_{u0} + x^{0.5}(1-x) \sum_{i=0}^n \left[A_{ui} \frac{n!}{i!(n-i)!} x^i (1-x)^{n-i} \right] \quad (1)$$

式中: x 表示沿翼型弦线方向的横坐标值; y_{u0} 和 y_u 分别表示初始翼型和目标翼型的上弧面纵坐标值。优化后的翼型仍为上下对称,因此只需优化翼型上弧面。参数 n 为伯恩斯坦多项式阶数,权重系数 A_{ui} 表示翼型优化设计变量,共包含 $n+1$ 个设计变量。

本文通过生成目标翼型 NACA0021 实例来确定合适的伯恩斯坦多项式阶数 n 。其中权重系数 A_{ui} 采用最小二乘法拟合获得,拟合误差由翼型参数化外形和实际外形差值的 L_2 范数表示。图 3 展示了翼型拟合误差与伯恩斯坦多项式阶数 n 变化关系。从图中可以看出,随着 n 增大,拟合误差整体上呈现下降趋势。当 $n \geq 4$ 时,拟合误差基本保持不变,这与文献[10]研究结论一致。因此,本文伯恩斯坦多项式阶数 n 设为 4。

2 BWBUG 外形优化模型

本文在 BWBUG 外形总体轮廓保持不变的情况下,优化 7 个关键位置处剖面翼型在攻角 $\alpha = 7^\circ$,速度 $v = 1 \text{ m/s}$ 工况下的升阻比,约束条件为翼型的最大相对厚度和面积不小于初始翼型。随后将优化所得翼型应用到 BWBUG 优化外形重建中,以此保证在 BWBUG 排水体积不降低的前提下,进一步提高升阻比。

采用 4 阶 CST 参数化方法构建得到关键翼型

的参数化模型,每个关键翼型的优化设计变量数为 5,因此 BWBUG 外形设计优化问题总共包含 35 个设计参数。关键翼型优化问题定义如下

$$\min f(x) = -C_l/C_d$$
$$\text{s.t. } g_1(x) = t_{\text{ini}} - t_{\text{opt}} \leq 0$$
$$g_2(x) = s_{\text{ini}} - s_{\text{opt}} \leq 0$$
$$x_i^l < x_i < x_i^u, i \in 1, 2, \dots, 5 \quad (2)$$

式中: C_l 和 C_d 分别表示翼型升力和阻力系数; t_{ini} , t_{opt} , s_{ini} , s_{opt} 分别表示优化前后翼型的最大相对厚度和面积。 x_i^l 和 x_i^u 分别表示设计变量的上下边界值。为避免优化后 BWBUG 出现不光顺外形,表 2 给出

表 2 翼型 XF₁~XF₇ 设计变量范围和雷诺数

翼型	x_1^l	x_1^u	x_2^l	x_2^u	x_3^l	x_3^u	x_4^l	x_4^u	x_5^l	x_5^u	$Re/10^5$
XF ₁	-0.071 4	0.071 4	-0.062 7	0.062 7	-0.067 7	0.067 7	-0.050 0	0.050 0	-0.070 2	0.070 2	3.50
XF ₂	-0.071 4	0.071 4	-0.062 7	0.062 7	-0.067 7	0.067 7	-0.050 0	0.050 0	-0.070 2	0.070 2	3.10
XF ₃	-0.028 6	0.028 6	-0.025 1	0.025 1	-0.027 1	0.027 1	-0.020 0	0.020 0	-0.028 1	0.028 1	2.35
XF ₄	-0.028 6	0.028 6	-0.025 1	0.025 1	-0.027 1	0.027 1	-0.020 0	0.020 0	-0.028 1	0.028 1	1.65
XF ₅	-0.028 6	0.028 6	-0.025 1	0.025 1	-0.027 1	0.027 1	-0.020 0	0.020 0	-0.028 1	0.028 1	1.30
XF ₆	-0.028 6	0.028 6	-0.025 1	0.025 1	-0.027 1	0.027 1	-0.020 0	0.020 0	-0.028 1	0.028 1	0.88
XF ₇	-0.028 6	0.028 6	-0.025 1	0.025 1	-0.027 1	0.027 1	-0.020 0	0.020 0	-0.028 1	0.028 1	0.30

图 4 翼型 XF₁ 优化设计空间示意图

3 SBUGSO 框架

本文提出的 SBUGSO 框架包含以下 4 个部分: ①使用 CST 参数化方法构建关键翼型的参数化模型;②使用翼型流场仿真软件 XFOIL 计算翼型升阻比;③使用 ESGO-HSR 方法搜索获得优化翼型;④使用获得的优化翼型重建 BWBUG 优化外形。SBUGSO 框架流程如图 5 所示,步骤如下:

了 BWBUG 关键翼型 XF₁ ~ XF₇ 的设计变量范围和雷诺数 Re ,其中初始翼型 XF₁ 为 NACA0022 翼型,其设计变量上边界值通过对 NACA0027 翼型拟合确定,下边界值则通过拟合 NACA0017 翼型确定,翼型 XF₁ 设计变量空间如图 4 所示。而初始翼型 XF₂ 的设计变量范围则分别通过对 NACA0022 和 NACA0012 翼型拟合确定,初始翼型 XF₃ ~ XF₇ 的设计变量范围则分别通过对 NACA0010 和 NACA0006 翼型拟合确定。BWBUG 初始外形通过 7 个关键位置处的初始翼型 XF₁ ~ XF₇ 构建得到。作为本文优化对象,BWBUG 初始外形如图 1 所示。

图 5 SBUGSO 框架工作流程图

- 1) 初始化 ESGO-HSR 方法参数,定义关键翼型索引参数 $i = 1$ 。
- 2) 选择第 i 个关键翼型 XF _{i} 作为优化对象。
- 3) 计算第 i 个关键翼型的优化设计空间。

4) 使用快速优化拉丁超立方试验设计方法^[11](fast optimal latin hypercube sampling design, FOLHD) 在获得的设计空间内生成 8 个初始样本点,存储到样本数据 X 。

5) 使用 CST 参数化方法基于样本点数据 X 分别构建翼型的参数化模型。

6) 使用翼型流场仿真软件 XFOIL 分别计算上述翼型的升阻比 Y ,得到数据集 $[X|Y]$ 。

7) 使用 ESGO-HSR 方法利用获得的数据集 $[X|Y]$,补充新的样本点,更新样本数据 X 。

8) 重复步骤 5)~7)直到满足终止准则,终止准则表达式如下。

$$|\bar{F}_{i+1} - \bar{F}_i| \leq \varepsilon, \bar{F}_i = \frac{\sum_{j=1}^5 f_j}{5} \text{ or } N_{fe} > \max m$$

(3)

式中: f_j 是第 j 个最小的函数值; $\bar{F}_i$ 是第 i 次迭代得到的 5 个最小值的平均值; ε 用于判断是否满足收敛准则,由研究人员自行设定。 N_{fe} 表示复杂仿真分析模型调用次数(number of function evaluations, N_{fe})。当 N_{fe} 大于阈值 $\max m$ 时,终止运算,当前最优结果将作为获得的最优解。

9) 利用获得的优化翼型参数 X_{opt} ,构建获得第 i 个优化翼型。

10) 判断参数 i 是否满足公式 $i < 7$? 如果满足,则令 $i = i + 1$,并将翼型优化过程中涉及参数 X, Y, X_{opt} 清空,跳至步骤 2)。

11) 使用 UG 软件通过获得的 7 个优化翼型重新生成 BWBUG 优化外形。

本文提出的 SBUGSO 能够在 BWBUG 外形优化迭代过程中,逐步获取有效信息,适合处理 BWBUG 外形优化问题求解过程中面临的实际最优解未知的情况。

4 优化结果与分析

4.1 XFOIL 求解器精度验证

使用试验值校验翼型流场仿真求解器 XFOIL 计算精度,雷诺数 200 000、攻角 5.600°工况下 E186 翼型的升力系数、阻力系数和升阻比如表 3 所示,比较结果验证了求解器 XFOIL 具有足够精度。

表 3 E186 翼型仿真结果对比

结果	升力系数	阻力系数	升阻比
XFOIL 计算值	0.681 4	0.012 4	54.95
试验值	0.650 0	0.012 2	53.28
相对误差/%	4.83	1.64	3.13

4.2 标准优化函数

选用 6 个经典标准优化函数 SC、GP、RB、HM、HN6 和 F16 来测试 SBUGSO 的性能,同时选取空间探索单峰区域消除法(space exploration and unimodal region elimination, SEUMRE^[12])和混合元模型自适应建模优化方法(hybrid and adaptive metamodeling, HAM^[13])进行比较分析。6 个标准优化函数表达式可参看文献[8],本文不再赘述。为了减小随机误差影响,每个测试函数分别用 3 种优化方法连续测试 10 次。SEUMRE、HAM 和 SBUGSO 的收敛参数 ε 分别设为 0.01、0.01 和 0.001。本文采用收敛全局最优解 f_{opt} 和 N_{fe} 表征优化效率和精度,测试结果对比如表 4 所示,其中 f_{opt} 和 N_{fe} 最小平均值采用加粗表示。表中括号内数字表示所需 N_{fe} 超过阈值 $\max m$ 时仍无法满足收敛准则的次数。

分析表中优化精度测试结果可知,在实际最优解未知的情况下,SBUGSO 能够成功捕捉到所有测试函数的理想优化解(与真实最优解相差在 1%以内),除 GP 函数外优化精度均好于比较方法 HAM 和 SEUMRE。而对于 GP 函数,SBUGSO 获得的优化结果与实际全局最优解也非常接近,相差在 1%以内。HAM 方法在 GP 函数中获得的 f_{opt} 平均值最接近实际全局最优解,但在高维函数 F16 中,均无法获得收敛优化解。同样的,SEUMRE 方法在函数 HM 和 F16 中无法获得令人满意的优化解。测试结果表明 SBUGSO 具有较高优化精度,具备处理不同特性黑箱优化问题能力,而 HAM 和 SEUMRE 无法快速高效获得令人满意的全局优化解。

分析表中优化效率测试结果可知,SBUGSO 在所有测试函数中均能以最小计算资源获得理想优化解。以 HN6 函数为例,SBUGSO 平均只需要调用真实分析模型 77.3 次,比 HAM 平均少 78.4 次,比 SEUMRE 少 38 次。另外,SEUMRE 在 2 个函数 HM 和 F16 中分别有 3 次、8 次无法得到收敛优化解,而 HAM 在函数 F16 中 10 次测试均无法获得收敛优化解。优化结果表明 SBUGSO 能够有效减少真实分析模型调用次数,减轻计算压力,优化效率明显高于比

较方法 HAM 和 SEUMRE。

表 4 标准优化函数测试结果对比

函数	SEUMRE		HAM		SBUGSO	
	f_{opt}	N_{fe}	f_{opt}	N_{fe}	f_{opt}	N_{fe}
SC	-1.031 0	55.3	-1.030 9	55.7	-1.031 3	47.3
GP	3.001 2	113.3	3.000 3	179.8	3.003 9	111.2
RB	0.005 9	73.8	0.000 3	80.5	0.000 2	56.8
HM	0.005 4	>226.3(3)	0.001 1	112	0.000 5	57.8
HN6	-3.154 9	115.3	-3.249 5	155.7	-3.321 5	77.3
F16	30.472 5	>295.8(8)	26.141 5	>300(10)	25.907 3	96.2

4.3 BWBUG 优化结果

使用 SBUGSO 对翼身融合水下滑翔机外形进行优化设计,同时选取模拟退火方法(simulated annealing,SA)和 HAM 方法进行比较分析。为了避免获得不具代表性结果,分别使用 SA、HAM 和 SBUGSO 重复完成 11 次 BWBUG 外形优化设计,并对优化结果进行统计分析。为了避免陷入死循环,SA、HAM 和 SBUGSO 允许的最大 N_{fe} 分别设为 1 000,300,300。另外,对于翼型 $XF_1 \sim XF_2$,收敛判定参数 ε 设为 0.5,而对于其他翼型 $XF_3 \sim XF_7$,则都设为 0.01。

表 5 和表 6 分别给出了 SA、HAM 和 SBUGSO 优化翼型的升阻比和所需 N_{fe} ,包括最小值、最大值和中间值,其中优化翼型最大升阻比(中间值)和最小 N_{fe} (中间值)用加粗表示。分析表 5 和表 6 结果可

知,SBUGSO 能够成功获得所有满足收敛要求的优化翼型,并且所需 N_{fe} 最少(消耗最少计算资源)。以翼型 XF_1 为例,SBUGSO 需要调用 XFOIL 求解器 116 次,相比HAM和SA,分别减少了 47 次和 234 次。另外,除 XF_6 外,SBUGSO 优化翼型的升阻比都大于 SA 和 HAM,相比初始翼型,分别提高了 23.53%,18.45%,39.34%,46.75%,40.10%,40.70%,27.46%。对于大部分关键翼型,HAM 同样可以捕捉到满足收敛要求优化结果,仅在翼型 XF_1 、 XF_2 、 XF_3 分别有 3 次、2 次、1 次无法获得令人满意的优化翼型。SA 在翼型 $XF_3 \sim XF_5$ 优化过程中表现糟糕,均有多次无法获得收敛优化翼型。另外,SA 优化翼型所需 N_{fe} 远远大于 HAM 和 SBUGSO,优化效率较低。

表 5 优化翼型 $XF_1 \sim XF_7$ 升阻比对比

翼型	初始翼型	SA 优化翼型		HAM 优化翼型		SBUGSO 优化翼型	
XF_1	46.58	[55.94,58.31]	57.52	[54.96,58.59]	57.21	[63.44,68.25]	57.54
XF_2	56.09	[62.87,66.87]	65.09	[62.60,67.84]	66.28	[63.44,68.25]	66.44
XF_3	29.26	[39.21,40.32]	40.06	[39.01,41.00]	40.53	[39.82,41.54]	40.77
XF_4	23.81	[32.90,34.84]	33.97	[33.98,35.46]	34.66	[32.64,35.17]	34.94
XF_5	22.07	[29.99,30.85]	30.57	[30.16,31.06]	30.89	[30.60,31.08]	30.92
XF_6	18.18	[24.84,25.70]	25.30	[25.70,26.04]	25.89	[25.37,25.84]	25.58
XF_7	11.18	[13.40,14.21]	13.75	[13.85,14.52]	14.21	[13.65,14.43]	14.25

表 6 优化翼型 $XF_1 \sim XF_7$ 所需 N_{fe} 对比

翼型	SA 优化翼型		HAM 优化翼型		SBUGSO 优化翼型	
XF_1	[300,550]	350	[73,>300]	>163(3)	[31,226]	116
XF_2	[300,550]	350	[55,>300]	>162(2)	[32,130]	62
XF_3	[230,>1 000]	>970(5)	[54,>300]	>107(1)	[54,156]	63
XF_4	[295,>1 000]	>750(5)	[53,248]	113	[38,203]	107
XF_5	[185,>1 000]	>580(3)	[52,233]	106	[34,93]	50
XF_6	[255,>1 000]	>665(4)	[60,159]	83	[36,86]	64
XF_7	[145,>1 000]	>750(4)	[52,233]	90	[52,198]	80

图 6 描述了翼型 XF_1 优化外形和初始外形,对比分析翼型优化前后外形可以发现以下几点变化:①优化翼型前缘变薄;②优化翼型最大相对厚度增加;③优化翼型尾部线型收缩加快;④优化翼型面积增加。优化翼型升阻比的提高得益于外形轮廓的改变,其他关键翼型外形变化均与翼型 XF_1 相似,受限于篇幅,本文不再赘述。

图 6 XF_1 翼型优化外形和初始外形对比

分别将 SA、HAM 和 SBUGSO 获得的优化翼型代替初始翼型,重新生成 BWBUG 优化外形。分别计算 3 种 BWBUG 优化外形的升阻比和排水体积,优化结果如表 7 所示。分析表中结果可知,SA、HAM 和 SBUGSO 优化外形的升阻比均大于 BWBUG 初始外形,分别提高了 17.44%, 23.19%, 24.32%。其中,SBUGSO 优化外形的升阻比为 14.26,大于比较方法 SA 和 HAM。同时,SBUGSO 优化外形所需 N_{fe} 为 426 次,相比 SA 和 HAM,分别减少了 3 639 次和 235 次,SBUGSO 优化所需的计算资源最少。另外,SBUGSO 优化外形的排水体积相比初始外形提高了 2.65%(外形对比如图 7 所示),而 SA、HAM 分

图 7 SBUGSO 优化外形和初始外形对比

别提高了 1.14%, 3.03%, 均满足约束要求。排水体积的增大能够进一步提高 BWBUG 装载性能,使其能够携带更多的仪器设备,满足更多的任务要求。图 8 对比了 SBUGSO 优化设计和初始设计压力分布。分析图中结果可知:优化设计与初始设计具有相似的压力分布,低压集中区出现在上表面机翼前缘的翼身融合处,高压集中区出现在滑翔机头部位置。优化设计下表面的前缘低压区较初始设计后移,层流段变长,湍流段变短,表明优化设计的阻力特性更好。另外,图 9 对比分析了中心截面翼型优化设计和初始设计速度分布。分析图中结果可以发现,中心截面翼型优化设计和初始设计同样具有相似的速度分布,即高速集中区出现在翼型上表面头部位置。相比于初始设计,中心截面翼型优化设计下表面的高速集中区后移,有助于提高 BWBUG 水动力性能。

表 7 BWBUG 优化结果对比

外形	升阻比	排水体积/ m^3	N_{fe}
初始	11.47	0.002 64	N/A
SA 优化	13.47	0.002 67	4 065
HAM 优化	14.13	0.002 72	661
SBUGSO 优化	14.26	0.002 71	426

图 8 SBUGSO 优化设计和初始设计压力/Pa 分布对比

图 9 中心截面翼型优化设计和初始设计速度/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)分布对比

优化结果表明本文提出的 SBUGSO 框架能够有效提高 BWBUG 优化外形升阻比和装载性能,具有较强的工程实用性和有效性。相比 SA 和 HAM, SBUGSO 优化效率更高,使用计算资源更少。

5 结 论

本文将航空领域先进的翼身融合布局引入水下滑翔机外形优化设计,以最大升阻比为优化目标,排水体积为约束,建立了翼身融合水下滑翔机外形优

化模型。为了减轻计算压力,提高优化设计效率,提出一种基于代理模型的翼身融合水下滑翔机外形优化框架。最终优化结果既提高了滑翔机的升阻比,又增大了滑翔机的排水体积,有效地平衡了滑翔机水动力性能和装载性能两方面的需求。通过与其它优化方法比较,证明提出的 SBUGSO 优化框架是切实可行的,能够应用于工程实际。本文研究作为缩短翼身融合水下滑翔机外形优化设计周期、降低设计成本提供了技术支持和参考。

参考文献:

- [1] 潘光,宋保维,黄桥高,等.水下无人系统发展现状及其关键技术[J].水下无人系统学报,2017,25(2):44-51
PAN Guang, SONG Baoxuei, HAUNG Qiaogao, et al. Development and key techniques of unmanned undersea system[J]. Journal of Unmanned Undersea Systems, 2017, 25(2): 44-51 (in Chinese)
- [2] OKONKWO P, SMITH H. Review of evolving trends in blended wing body aircraft design[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2016, 82(1): 1-23
- [3] 王刚,张彬乾,张明辉,等.翼身融合民机总体气动技术研究进展与展望[J].航空学报,2019,40(9):623046
WANG Gang, ZHANG Bingqian, ZHANG Minghui, et al. Research progress and prospect for conceptual and aerodynamic technology of blended-wing-body civil aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(9): 623046 (in Chinese)
- [4] 吕达,宋保维,姜军,等.翼身融合水下滑翔机翼梢小翼减阻效应研究[J].华中科技大学学报,2018,46(6):65-70
LYU Da, SONG Baowei, JIANG Jun, et al. Research on drag reduction effect of winglet applied in blended-wing-body underwater gliders[J]. Journal of Huazhong University of Science and Technology, 2018, 46(6): 65-70 (in Chinese)
- [5] 何衍儒,宋保维,曹永辉.翼身融合自主式水下航行器的多泡结构耐压舱分步优化设计[J].西北工业大学学报,2018,36(4):664-670
HE Yanru, SONG Baowei, CAO Yonghui. Multi-step structural optimization design of multi-bubble pressure cabin in the autonomous underwater vehicle with blended-wing-body[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2018, 36(4): 664-670 (in Chinese)
- [6] SUN C, SONG B, WANG P. Parametric geometric model and shape optimization of an underwater glider with blended-wing-body[J]. International Journal of Naval Architecture and Ocean Engineering, 2015, 7(6): 995-1006

- [7] WANG Z, YU J, ZHANG A, et al. Parametric geometric model and hydrodynamic shape optimization of a flying-wing structure underwater glider[J]. *China Ocean Engineering*, 2017, 31(6): 709-715
- [8] YE P, PAN G, DONG Z. Ensemble of surrogate based global optimization methods using hierarchical design space reduction [J]. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2018, 58(2): 537-554
- [9] 孙龙. 新型水下滑翔机翼型优化设计及水动力性能研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2016
SUN Long. Optimization design of new underwater glider airfoil and research on hydrodynamic performance[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2016 (in Chinese)
- [10] KULFAN BM. Universal parametric geometry representation method[J]. *Journal of Aircraft*, 2008, 45(1): 142-158
- [11] 叶鹏程, 潘光, 高山. 一种快速优化拉丁超立方试验设计方法[J]. *西北工业大学学报*, 2019, 37(4): 714-723
YE Pengcheng, PAN Guang, GAO Shan. Sampling design method of fast optimal latin hypercube[J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2019, 37(4): 714-723. (in Chinese)
- [12] YOUNIS A, DONG Z. Metamodelling and search using space exploration and unimodal region elimination for design optimization [J]. *Engineering Optimization*, 2010, 42(6): 517-533
- [13] GU J, LI G, DONG Z. Hybrid and adaptive meta-model-based global optimization[J]. *Engineering Optimization*, 2012, 44(1): 87-104

Surrogate based blended-wing-body underwater glider shape optimization design

YE Pengcheng^{1,2}, WANG Congcong³, PAN Guang^{1,2}

(1.School of Marine Science and Technology, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
2.Key Laboratory for Unmanned Underwater Vehicle, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
3.Luoyang Institute of Electro-Optical Equipment, Aviation Industry Corporation of China, Luoyang 471000, China)

Abstract: In order to improve the design quality and optimization efficiency for blended-wing-body underwater glider(BWBUG) shape design optimization problems, a surrogate-based blended-wing-body underwater glider shape optimization(SBUGSO) framework is proposed. The aim is to maximize the lift to drag ratio(LDR) of BWBUG with the constrain that the displacement volume of the optimal shape is larger than that of the initial shape. The LDR of the optimal BWBUG is improved by 24.32% with acceptable computational resources. The optimization results show that the present SBUGSO framework can efficiently decrease the computational resource, and improve the hydrodynamic performance and loading capacity of BWBUG. Comparing with the other optimization algorithms, SBUGSO framework shows the significant superiority.

Keywords: underwater glider; blended wing body; surrogate model; shape optimization design; lift to drag ratio

引用格式: 叶鹏程, 王聪聪, 潘光. 基于代理模型的翼身融合水下滑翔机外形优化设计[J]. *西北工业大学学报*, 2021, 39(1): 85-92

YE Pengcheng, WANG Congcong, PAN Guang. Surrogate based blended-wing-body underwater glider shape optimization design[J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2021, 39(1): 85-92 (in Chinese)