

基于 PRSEUS 构型翼身融合机体结构 多学科优化设计方法与应用

田瑞^{1,2}, 王海燕^{1,2}, 聂小华^{1,2}, 罗利龙^{1,2}, 田宇^{1,2}, 彭涛^{1,2}

(1.中国飞机强度研究所, 陕西 西安 710065; 2.强度与结构完整性全国重点实验室, 陕西 西安 710065)

摘 要:针对翼身融合(BWB)布局机体结构承载效率低、结构增重以及高后置背撑发动机带来的大载荷和舱内噪声等问题,基于新型材料和新型高效承载结构(PRSEUS),开展以提高结构承载效率和轻量化为目标,兼顾气动、噪声、振动及工艺等多学科约束的非常规圆截面机体结构多学科优化设计方法研究。基于自适应代理模型构建技术建立了机体结构气动、噪声子系统性能分析代理模型,实现了对机体结构气动载荷、噪声性能的预测,并将气动、噪声性能的基本要求转化为几何尺寸及力学响应等约束条件,从而把多学科问题集成到一套有限元分析模型,配合高效数学规划法,解决了多学科高精度模型分析耗时问题,实现了翼身融合机体结构的多学科优化设计。通过机体结构有限元分析验证,在满足各学科约束条件前提下,结构的承载效率得到较大幅度提升,中央机体结构减质率达到了 8.7%。

关 键 词:翼身融合;多学科优化设计;高效承载结构;代理模型;结构减质;数学规划法
中图分类号:V214 **文献标志码:**A **文章编号:**1000-2758(2024)05-0818-10

翼身融合(blended wing body, BWB)布局具有气动效率高、燃油消耗低、排放少、内部装载空间大等优点,被认为是最具有应用前景的民机新型气动布局^[1-2]。相对于传统常规民用飞机布局,BWB 布局飞机的浸润面积减少了三分之一,从而大幅降低飞行过程中的摩擦阻力。此外,BWB 布局飞机的结构载荷沿着机翼横向分布,中段机体本身提供的升力占全机总升力的 20% 以上,大幅度降低了对机翼承受弯矩和剪力能力的要求,从而大大降低了飞机的结构质量^[3]。

非常规布局给机体结构设计带来了巨大挑战,机身必须承受舱内压力和较高的机翼弯曲载荷,这些载荷将产生难以预测的非线性应力特性,并可能引起结构产生严重的变形和高应力集中。高后置背撑发动机还带来了高过载、大弯矩、大扭矩载荷传递,以及特殊的气动、结构、振动和噪声耦合效应影响,大大提高了机体结构强度设计要求,按传统结构

设计思路将导致机体结构质量急剧增加。为满足翼身融合非圆截面机身客舱增压、双向弯矩承载要求,波音和 NASA 将集成化设计思想引入到翼身融合多舱室机身结构设计中,联合提出了拉挤杆缝合高效一体化结构(pultruded rod stitched efficient unitized structure, PRSEUS)。PRSEUS 结构具有的优异抗压稳定性和止损/止裂性能,为提高 BWB 布局机身结构承载效率和稳定性,缓解机体结构增重等问题提供了新的解决思路^[4]。西北工业大学张永杰团队针对翼身融合民机典型 PRSEUS 受压壁板的屈曲及渐进损伤能力进行了分析,并通过屈曲试验数据验证了该方法的精度和准确性,也为 PRSEUS 构型的翼身融合民机结构设计提供了基础方法和技术手段^[5]。NPU-BWB-300 翼身融合大型客机的缩比试验机试飞成功,标志翼身融合大型客机从概念研究到技术验证迈出了关键一步。

飞机服役阶段受气动、噪声、振动等多个学科的耦合影响,设计阶段为追求轻质量、高升力、低阻力的设计目标,往往需要在多个学科间进行妥协,特别是空气动力与结构承载效率的折中一直是飞机设计

过程中需着重考虑的问题。空气动力与结构之间的交互作用通常以气动弹性形式出现,呈现出载荷的重新分布、发散、颤振、控制面失效等诸多问题。此外,结构质心、强度、刚度、减振降噪等问题也是飞行器结构概念及详细设计阶段必须考虑的因素^[6-8]。目前,多学科优化设计(multidisciplinary optimization design, MDO)方法是解决该类问题的最有效途径之一。MDO 通常要处理各学科不同物理量间的耦合,各学科的非线性程度和数字噪声的水平差别也较大,因此需要不同的代理模型处理不同的物理问题。主要思想是采用各学科已发展成熟的高精度分析模型或代理模型,充分利用各个学科(子系统)之间的相互作用所产生的协同效应,获得系统的整体最优解;采用各学科组并行设计方法,缩短设计周期;用精细数值分析模型取代了工程估算的经验公式,面向创新布局的飞行器设计需求^[9]。

本文针对翼身融合后置背撑发动机特殊布局带来的结构大载荷传递、机体增重、舱内噪声等突出问题,开展了基于 PRSEUS 构型的翼身融合布局机体结构多学科优化设计方法和高精度自适应代理模型技术研究,提出了一种基于高精度代理模型技术,兼顾气动-振动-噪声-结构耦合效应的多学科优化设计方法。结合工程案例,开展了以承载效率和轻量化为目标,综合气动效率、结构刚度及强度、振动特性以及噪声量等多学科约束的翼身融合机体结构优化设计。有效解决了非常规圆截面机身及背撑发动机布局所带来的机体结构增重等问题,为翼身融合布局民机结构减质和承载性能评估提供了基础方法和技术保障,满足全机完整性设计要求。

1 基于 PRSEUS 构型机体设计方案

本文研究具有继承性,由李倩等人基于传统承载形式的翼身融合中央机体设计方案已发表^[10]。其研究基本确定了 BWB-300 型翼身融合机体结构舱室、隔框、分离面以及隔板布局设计方案,其中中央机体设置了 7 个加强框和 29 个普通框,逆航向的加强框分别是 1#~7#框,机翼位于 3#~7#加强框之间,前端隔板是中央机体与机头的分离面,后端隔板是中央机体与后机身的分离面,前后隔板均布置纵横加筋,前端隔板与 1#加强框之间的地板下方向布置地板支撑梁。油舱位于 1#~2#加强框的地板与下壁板之间,该部分区域的结构承担油压。主起舱位

于 3#~6#加强框之间,舱体设置了 8 个舱门。在此基础上开展了基于 PRSEUS 构型的机体结构多学科优化设计,用于解决传统机身结构设计方法带来的机体质量急剧增加、承载效率低等问题,基于 PRSEUS 构型机头-中央机体设计方案如图 1 所示。

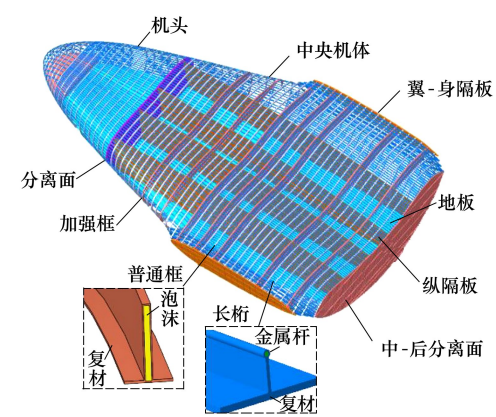


图 1 PRSEUS 构型机体结构设计方案

2 机体结构多学科优化模型及流程

2.1 多学科优化模型

翼身融合布局机体结构优化问题涉及多学科和多种设计变量,各学科设计变量与响应关系不同阶,给多学科优化模型建立带来了困难,而代理模型技术可以有效解决此问题。代理模型技术不优化辅助函数,通过采样准则获取新增样本,从而大大提高了模型更新效率。通过自适应技术还可以提高代理模型的预测精度,降低代理模型对于初始设计空间和试验设计方法的依赖,能够根据样本点信息自适应地给出高精度的气动、噪声学科代理模型。

1) 气动代理模型

BWB-300 验证机整体外形及气动数据由总体和气动专业设计提供,气动代理模型的构建采用基于径向基函数的代理模型技术,径向基函数(radial basis function, RBF)是一种能够逼近多变量未知函数的现代方法,在数据拟合方面有很多优势,它具有形式简单、精度高等优点,由于中央机体外形曲率比较大,按二维平面问题处理载荷会带来较大的误差,而采用 RBF 这种全局性插值方法进行载荷分配就体现出较大的优势。

代理模型技术主要包含两方面:①构造模型的样本点选取,这与代理模型的取样策略有关,属于试

在不考虑材料铺层、边界条件、阻尼损耗因子等变化对隔声量影响前提下,T800 复合材料层合板在 50~10 000 Hz 频率范围隔声量总值与厚度关系预测结果如图 6 所示。

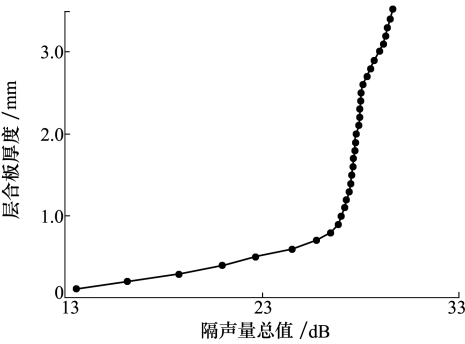


图 6 T800 层合板隔声量与厚度关系

由图 6 可知,在满足总隔声量为 28 dB 噪声的条件下,预测得到 T800 层合板厚度为 2.58 mm。

文中在构造气动代理模型时,采用的是径向基函数方法,该方法特点是需要的样本点数量多、精度高。在构造噪声代理模型时,采用的是 Kriging 代理模型,该方法优点是可以基于较少的样本点进行响应预测,由于目前关于噪声试验数据较少,故采用该方法。在构造噪声代理模型时,共选取了 80 组样本数据,数据来源于航空噪声试验室。

1) 结构模型

BWB-300 的机头-中央机体结构主要采用 T800 级复合材料,覆盖机体上下蒙皮、横隔板、纵隔板、加强框、起落架舱、普通框及长桁等部位,力学性能参数如表 1 所示。7050-T7451 铝合金主要用于前后隔

板、立柱以及拉挤杆,力学性能参数如 2 所示。泡沫材料主要用于普通框夹心结构,力学性能参数如表 3 所示。

表 1 T800 复合材料力学性能参数

材料	E_1 / MPa	E_2 / MPa	μ_{12}	G_{12} / MPa	G_{13} / MPa	G_{23} / MPa
T800	170 700	8 890	0.3	4 900	4 900	3 385

表 2 7050-T7451 力学性能参数

材料	密度 / $(\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	弹性模量 / MPa	μ_{12}	σ_s / MPa
7050-T7451	7 850	71 019	0.3	420

表 3 泡沫材料力学性能参数

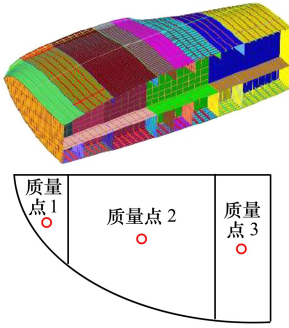
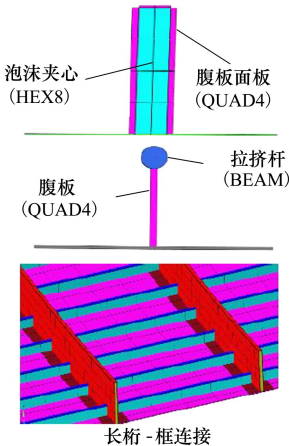
参数	PMI75	PMI110
密度 / $(\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	75±3	110±3
弹性模量 / MPa	92	160
剪切模量 / MPa	29	50
拉伸/压缩强度 / MPa	2.8	3.5

结构有限元模型采用重单元共结点连接的建模方案,其中蒙皮、框、地板、隔板及分离面均采用壳单元,长桁拉挤杆及加筋采用梁单元模拟,泡沫夹心采用体单元模拟。机头-中央机体半模型共 26.3 万个节点,42.1 万个单元。中央机体设置 5 个油箱,机身半模型包含 2.5 个油箱,在强度分析及优化过程中将油的质量通过 MPC (RBE3) 耦合于油箱壁面。机头-中央机体结构各部件有限元模型概况如表 4 所示。

表 4 机头-中央机体结构有限元模型

部位	结构模型	说明
机头-中央机体		机头-中央机体模型概况: • 8 个舱门开口 • 1 个前起舱 • 2 个主起舱
机头内部		机头结构模型: • 蒙皮、普通框、加强框、长桁、地板-壳单元 (QUAD4/TRIA3) • 长桁上端拉挤杆、地板和前起舱加筋-梁单元 (BEAM) • 普通框泡沫夹心结构-体单元 (HEX8/ TRIA6)

续表 4

部位	结构模型	说明
中央机体内部		中央机体构模型： · 蒙皮、普通框、加强框、长桁、地板、纵隔板、翼身隔板、中-前机身分离面、中-后机身分离面-壳单元(QUAD4/TRIA3) · 长桁上端拉挤杆、隔板、地板、分离面、主起舱加筋-梁单元(BEAM) · 普通框泡沫夹心结构-体单元(HEX8/TRIA6) · 油质量-集中质量元(MASS),通过 MPC(RBE3)耦合于油箱壁板。
PRSEUS 结构建模方法		· 泡沫夹心框模拟等效方法:框缘条、腹板面板采用壳单元,泡沫夹心结构采用体单元,壳-体单元间采用共结点方式连接; · 拉挤杆模拟等效方法:长桁缘条、腹板采用壳单元,拉挤杆采用梁单元模拟,梁-壳单元共结点连接; · 长桁-框采用共结点连接。

2.2 多学科优化设计流程

结构优化设计实质是利用数学手段,在众多可行设计方案中按预定的设计要求筛选出可行且最优的设计。在数学上,优化问题就是求解如下形式的最优解

$$\begin{cases} \min f(x) \\ \text{s.t. [C.E.]} \begin{cases} g_i(x) \leq 0 & i = 1, 2, \dots, m \\ h_j(x) \leq 0 & j = 1, 2, \dots, l \end{cases} \\ \text{[B.C.]} \end{cases}$$

式中: $f(x)$ 为目标函数;[C.E.] 为条件方程; $g_i(x)$, $h_j(x)$ 为不等式约束条件;[B.C.] 为边界条件,用来约束自变量的求解域。

机体结构优化问题需要考虑多学科约束条件,包括静强度、振动、气动、噪声及工艺等。前期的研究已验证了气动、噪声参数的等效方法,基于气动、噪声分析代理模型,获得了噪声、气动设计约束条件阈值。

本研究基于气动代理模型、噪声代理模型将气动和噪声约束转换为几何尺寸约束条件,实现了气动、噪声的解耦,解决了多学科耦合优化设计难题。

在此基础上,综合结构强度、刚度以及工艺实现的设计要求,构建多学科优化框架,如图 7 所示。

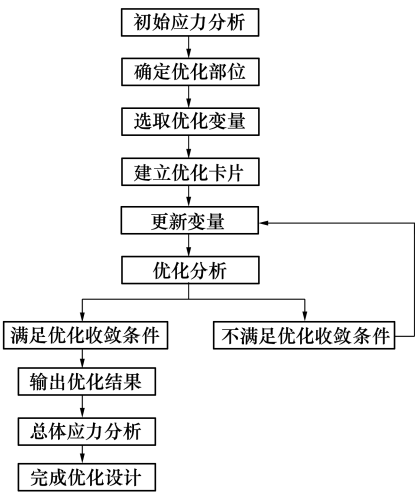


图 7 多学科优化设计流程

本研究基于 Hyperworks 平台建立机头-中央机体结构有限元模型,并采用 TCL\TK 语言将各学科约束嵌入到机身多学科约束优化设计(multi-constraints optimization, MCO)。MCO 简化了多学科优

化设计问题,并能够同时考虑所有学科的设计要求。在优化方法上,首先采用满应力法对设计变量初值进行优化,然后再采用序列二次规划法(SQP)对设计变量进行优化迭代,从而获得最优设计。工程结构模型规模大、设计变量多,满应力法可以为规划法提供理想的初值条件,从而减少优化迭代次数,提高优化效率。

3 翼身融合机体结构多学科优化设计

3.1 优化设计目标及多学科约束

翼身融合机体结构多学科优化设计目标为结构质量最小,在约束设置方面包括对材料性能及制造工艺的约束、结构强度和气动性能的约束,以及从舒适性角度考虑噪声约束条件。

1) 强度/刚度约束条件

(1) 7050-T7451 铝合金许用应力:

$$\sigma \leq 420 \text{ MPa};$$

(2) T800 复合材料结构拉/压强度:

$$-4\,500 \mu\epsilon \leq \epsilon \leq 5\,000 \mu\epsilon;$$

剪切强度: $-7\,500 \mu\epsilon \leq \epsilon \leq 7\,500 \mu\epsilon;$

(3) PMI 泡沫许用应力: $\sigma \leq 3.5 \text{ MPa};$

(4) 刚度约束条件为机身最大位移 $\leq 50 \text{ mm}$ 。

2) 气动约束条件

该约束由气动专业给出,综合考虑气动效率、结构振动等问题,将气动约束转换为机翼根部扭转角及机体结构第一阶固有频率约束,即:

(1) 翼根扭转角 $\leq 0.3^\circ$;

(2) 结构一阶固有频率: $\omega \geq 12 \text{ Hz}$ 。

3) 工艺约束条件

从材料设计、工艺可实施性角度考虑,将工艺约束转变为铺层比例和最小厚度约束。 $0^\circ/45^\circ/-45^\circ/90^\circ$ 各方向铺层比例均为 10%~60%,且层合板总厚度不小于 1.16 mm。

4) 噪声约束条件

通过噪声代理模型将降噪 28 dB 的设计要求转化为发动机连接区域机身壁板最小厚度约束,即最小厚度不小于 2.58 mm。

3.2 载荷工况及边界条件

根据民用飞机设计手册中对民机的静载荷分析,中机身承受的主要载荷有:气动力分布载荷、内压载荷、机翼、尾翼传到中机身的载荷。根据飞机载荷包线,本文选取 3 种典型载荷工况进行优化设计,如表 5 所示。

表 5 载荷工况

载荷工况	说明
1.5A	1.5 倍气动载荷
1.5A+1.5P	1.5 倍气动载荷+1.5 倍舱内增压载荷
2P	2 倍舱内增压载荷

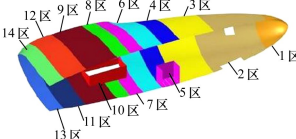
表 5 中舱内增压载荷取 21 823 Pa(约 2 000 m 高空机身内外的压力差),以面压形式施加到增压舱壁板。

由于机头-中央机体结构具有对称性,优化设计时仅取一半模型参与优化,在对称面上施加简支边界条件,即 $U_x=U_y=U_z=0$ 。

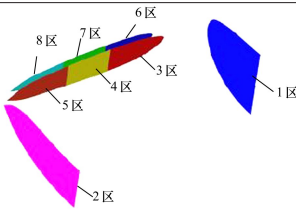
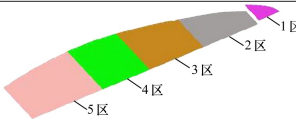
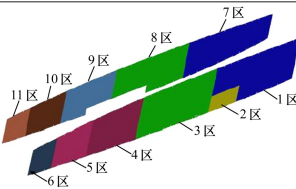
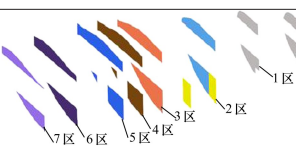
3.3 优化设计区域

机头-中央机体结构优化设计区域分布如表 6 所示。优化设计变量为壳单元厚度和复合材料结构各方向铺层比例。本研究基于 TCL 语言开发卡片编写、设计区识别程序。根据优化区域和参数设置进行优化卡片编写,包括设计变量卡片、响应卡片(目标函数及约束)及关联映射关系。

表 6 机头-中央机体结构优化设计区域分布

部位	优化设计区	说明
蒙皮		机头-中央机体蒙皮(含起落架舱)为 T800 复合材料结构,共分为 14 个设计区,优化设计各区域的厚度、铺层比例。

续表 6

部位	优化设计区	说明
机身及机翼分离面		分离面为 7050-T7451 铝合金结构,包括机头-中央机体分离面、中央机体-后机身分离面、机翼-机身分离面,共设置 8 个分区,优化设计各区域的厚度。
机身地板		机身地板为 T800 复合材料结构,分为 5 个设计区,优化设计各区域的厚度、铺层比例。
机身纵隔板		机身纵隔板为 T800 复合材料结构,2 个纵隔板共分为 11 个设计区,优化设计各区域的厚度、铺层比例。
加强框		机身加强框为 T800 复合材料结构,共分为 7 个设计区,优化设计各区域的厚度、铺层比例。

3.4 机体结构优化设计结果

BWB-300 机头-机体结构各部件优化后质量如表 7 所示。

表 7 优化后各部件质量

部件	结构	结构结构质量/t	部件质量/t
机头	蒙皮	0.894	3.055
	加强框	0.294	
	普通框	0.598	
	地板	0.369	
	中隔板	0.040	
中央机体	长桁	0.083	15.088
	蒙皮	2.982	
	地板	1.822	
	中隔板	0.856	
	边隔板	0.455	
	加强框	3.865	
	前后隔板	1.230	
	翼-身隔板	0.478	
	普通框	1.235	
	长桁	0.300	
	加强结构	1.086 5	

体结构质量优化迭代曲线如图 8 所示,整个优化过程共进行了 23 步迭代后达到最终收敛状态,其中前 10 步是满应力优化迭代结果,满应力优化仅考虑材料强度约束,目的是给规划法提供理想的初值,减少规划法迭代次数。11~23 步是序列二次规划法的优化迭代计算结果,规划法迭代 11 步后机头-中央机体结构质量逐渐达到收敛状态,机头最终质量为 3.055 t,中央机体质量为 15.088 t。

表 8 设计区厚度优化结果

设计区	初值/mm	优化结果/mm
蒙皮分区 1	7.3	5.4
蒙皮分区 2	7.3	5.2
蒙皮分区 3	7.3	4.9
蒙皮分区 4	7.3	4.9
蒙皮分区 5	5.7	5.3
蒙皮分区 6	5.7	6.3
蒙皮分区 7	4.9	2.9
蒙皮分区 8	4.8	3.2
蒙皮分区 9	2.8	3.3
蒙皮分区 10	2.8	3.1
蒙皮分区 11	2.8	2.5
蒙皮分区 12	2.8	2.5
蒙皮分区 13	2.8	3.3

优化后各设计区最优厚度如表 8 所示。中央机

续表 8

设计区	初值/mm	优化结果/mm
蒙皮分区 14	2.8	3.3
分离面分区 1	8	4.5
分离面分区 2	8	6.6
分离面分区 3	4.5	4.2
分离面分区 4	4.5	5.6
分离面分区 5	4.5	4.2
分离面分区 6	4.5	4.3
分离面分区 7	4.5	6.2
分离面分区 8	4.5	4.3
地板分区 1	6.3	5.1
地板分区 2	6.3	5.3
地板分区 3	4.7	4.3
地板分区 4	4.7	4.3
地板分区 5	4.9	5.1
机身纵隔板分区 1	2.8	2.2
机身纵隔板分区 2	3.2	2.7
机身纵隔板分区 3	3.2	2.5
机身纵隔板分区 4	2.4	1.9
机身纵隔板分区 5	2.4	1.9
机身纵隔板分区 6	3.7	3.3
机身纵隔板分区 7	3.7	3.2
机身纵隔板分区 8	4.2	3.5
机身纵隔板分区 9	4.2	3.7
机身纵隔板分区 10	3.7	2.9
机身纵隔板分区 11	3.7	2.9
加强框分区 1	3.3	3.2
加强框分区 2	3.2	3.3
加强框分区 3	5.1	4.8
加强框分区 4	4.4	4.5
加强框分区 5	6.0	5.2
加强框分区 6	5.7	5.4
加强框分区 7	5.7	5.3

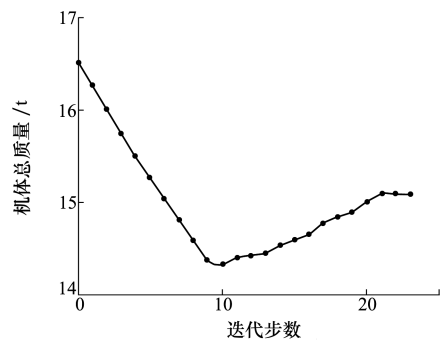


图 8 中央机体结构质量迭代过程

4 机头-中央机体结构强度分析

1.5A,2P,1.5A+1.5P 工况机体复合材料应变分布如表 9 所示。

表 10 为机头-中央机体位移、翼根扭转角、应力及应变整体情况。3 套工况中,2P 工况结构变形、应变水平最高,基本接近设计许用值。1.5A 工况最大变形位于翼身连接区,1.5A+1.5P、2P 工况最大变形位置位于 2#加框与前分离面间上壁板。1.5A工况应变水平较高区域主要集中于翼身连接区壁板,1.5A+1.5P、2P 工况高应变区域主要集中在机头上壁板、普通框、框与纵隔板连接区。1.5A 工况金属结构高应力区位于翼-身连接内隔板,1.5A+1.5P 工况应力较高区域位于翼-身连接内隔板和中-后机身分离面,2P 工况应力较高区域位于中-后机身分离面。

表 9 复合材料结构应变分布

工况	X 方向应变	Y 方向应变	剪应变 (XY)
1.5A			
1.5A+1.5P			
2P			

表 10 机体整体位移/应力/应变情况

载荷工况	最大位移/	翼根扭转角/	最大拉应变/	最大压应变/	最大剪	金属结构最大	泡沫结构最大
	mm	(°)	μ ϵ	μ ϵ	应变/μ ϵ	应力/MPa	应力/MPa
1.5A	21.2	0.19	4 701	-4 377	5 344	133	2.8
1.5A+1.5P	42.4	0.232	4 966	-4 141	5 381	132	3.45
2P	49.3	0.09	4 993	-4 490	7 475	254	3.5

5 结 论

本文针对翼身融合布局非常规圆截面机身、高后置背撑发动机带来的结构增重及舱内噪声等问题,开展了基于 PRSEUS 构型兼顾多学科约束的机

头-中央机体结构轻量化设计方法及应用研究。经 BWB-300 样机的验证表明,PRSEUS 构型的中央机体半结构质量为 15.088 t,相比传统全复合材料中央机体结构设计方案的减质率达 8.7%,结构应力、应变集中情况得到较大改善,尤其在含充压载荷工况中机体承压性能提升效果显著。

参考文献:

[1] 夏明, 巩文秀, 郑建强, 等. 欧美翼身融合大型民机方案综述[J]. 民用飞机设计与研究, 2021(3): 123-134
XIA Ming, GONG Wenxiu, ZHENG Jianqiang, et al. A review of blended-wing-body for large civil aircraft of Europe and America[J]. Civil Aircraft Design & Research, 2021(3): 123-134 (in Chinese)

[2] 张永杰, 吴莹莹, 金伟, 等. 翼身融合布局民机 PRSEUS 结构制造工艺研究进展[J]. 南京航空航天大学学报, 2020, 52(1): 24-38
ZHANG Yongjie, WU Yingying, JIN Wei, et al. Research progress on manufacturing technique for PRSEUS structure of hybrid wing body civil aircraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2020, 52(1): 24-38 (in Chinese)

[3] 张永杰, 吴莹莹, 赵书旺, 等. 翼身融合布局民机非圆截面机身结构设计研究综述[J]. 航空学报, 2019, 40(9): 623054
ZHANG Yongjie, WU Yingying, ZHAO Shuwang, et al. Review of non-circular cross-section fuselage structure design research on bended-wing-body civil aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(9): 623054 (in Chinese)

[4] 张永杰, 段宇霆, 赵书旺, 等. HWB 中央机体结构非线性分析与方案优化设计方法研究[J]. 应用力学学报, 2020(5): 1864-1875
ZHANG Yongjie, DUAN Yuting, ZHAO Shuwang, et al. Nonlinear analysis and scheme optimization design of HWB(hybrid wing body) central body structure[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2020(5): 1864-1875 (in Chinese)

[5] 张永杰, 吴莹莹, 朱胜利, 等. 翼身融合民机典型 PRSEUS 受压壁板屈曲及渐进损伤分析[J]. 航空学报, 2019, 40(9): 166-181
ZHANG Yongjie, WU Yingying, ZHU Shengli, et al. Buckling and progressive damage analysis of representative compressed PRSEUS panel in blended-wing-body civil aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(9): 166-181 (in Chinese)

[6] 胡添元, 余雄庆. 多学科设计优化在非常规布局飞机总体设计中的应用[J]. 航空学报, 2011, 32(1): 117-127
HU Tianyuan, YU Xiongqing. Preliminary design of unconventional configuration aircraft using multidisciplinary design optimization[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(1): 117-127 (in Chinese)

[7] LU Y, ZHANG S G, ZHANG Z J, et al. Multiple hierarchy risk assessment with hybrid model for safety enhancing of unmanned subscale BWB demonstrator flight test[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2019, 32(12): 2612-2626

[8] ZHU W S, FAN Z W, YU X Q. Structural mass prediction in conceptual design of blended-wing-body aircraft[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2019, 32(11): 2455-2465

[9] 王凯剑, 张睿, 李岩. 翼身融合客机 PRSEUS 壁板参数识别研究与优化设计[J]. 航空科学技术, 2021, 32(5): 44-53
WANG Kaijian, ZHANG Rui, LI Yan. Parameters identification research and optimization design of PRSEUS panel in blended-wing-body civil aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(5): 44-53 (in Chinese)

[10] 李倩, 张永杰, 聂小华, 等. 基于多约束的中央机体结构优化设计[J]. 航空计算技术, 2021(4): 54-57
LI Qian, ZHANG Yongjie, NIE Xiaohua, et al. Optimization design of central block structure based on multiple constraints[J]. Aeronautical Computing Technique, 2021(4): 54-57 (in Chinese)

[11] 张建刚, 孙仁俊, 唐长红. 大型飞机气动载荷向有限元节点等效分配的方法[J]. 力学与实践, 2017, 39(1): 25-29
ZHANG Jiangang, SUN Renjun, TANG Changhong. The method of transferring aerodynamic load to FEM nodes for large airplane [J]. Mechanics in Engineering, 2017, 39(1): 25-29 (in Chinese)

[12] BISHARA M, HORST P, MADHUSOODANAN H, et al. A structural design concept for a multi-shell blended wing body with laminar flow control[J]. Energies, 2018, 11(2): 383

Multi-disciplinary optimization design method and application of BWB fuselage structure based on PRSEUS configuration

TIAN Rui^{1,2}, WANG Haiyan^{1,2}, NIE Xiaohua^{1,2}, LUO Lilong^{1,2},
TIAN Yu^{1,2}, PENG Tao^{1,2}

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

Abstract: Aiming at the problems such as low structural bearing efficiency, structural weight gain, heavy load and cabin noise caused by high rear backbraced engine in BWB layout, based on novel materials and pultruded rod stitched efficient unitized structure (PRSEUS), a multi-disciplinary optimization design method for unconventional circular body structures with aerodynamic, noise, vibration and technological constraints was studied to improve the bearing efficiency and lightweight of structures. Based on the adaptive agent model construction technology, an agent model for the performance analysis of the aerodynamic and noise subsystem of the airframe structure is established to predict the aerodynamic load and noise performance of the airframe structure, and the basic requirements of the aerodynamic and noise performance are transformed into constraints such as geometric size and mechanical response, so that the multi-disciplinary problems are concentrated in a set of finite element analysis model with efficient mathematical programming method. The time-consuming problem of multi-disciplinary high-precision model analysis is solved, and the multi-disciplinary optimization design of the wing-body integrated body structure is realized. Through the finite element analysis of the body structure, the bearing efficiency of the structure has been greatly improved, and the weight loss rate of the central body structure has reached 8.7% under the premise of meeting the constraints of various disciplines.

Keywords: blended wing body; multi-disciplinary optimization design; pultruded rod stitched efficient unitized structure; agent model; structural weight loss; mathematical programming method

引用格式:田瑞, 王海燕, 聂小华, 等. 基于 PRSEUS 构型翼身融合机体结构多学科优化设计方法与应用[J]. 西北工业大学学报, 2024, 42(5): 818-827
TIAN Rui, WANG Haiyan, NIE Xiaohua, et al. Multi-disciplinary optimization design method and application of BWB fuselage structure based on PRSEUS configuration[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2024, 42(5): 818-827 (in Chinese)