# 翼身融合客机PRSEUS 壁板参数识 影别研究与优化设计



王凯剑\*,张睿,李岩 中国航空研究院,北京 100028

摘 要:PRSEUS 壁板结构为翼身融合布局客机的非圆截面机身结构提供了一种创新的解决方案。本文对PRSEUS 壁板进 行了不同载荷条件下的参数识别研究,提取了关键设计参数,并以此为基础进行了优化设计。首先,提取了PRSEUS 壁板的 设计参数,在考虑各组件叠放顺序的基础上进行参数化建模。其次,基于 ISIGHT 平台,采用试验设计(DOE)方法,对 PRSEUS 壁板在承受机翼展向弯曲载荷、机身轴向弯曲载荷与客舱增压载荷三种工况下的受力情况进行了分析,提取关键 参数。最后,采用组合优化方案,对PRSEUS 壁板结构在单一载荷与组合载荷下进行优化设计,提高了优化效率。优化后的 PRSEUS 壁板结构承载效率大幅提升,较初始方案减重 11.696%,为翼身融合布局客机结构设计提供了参考。

关键词:PRSEUS壁板;翼身融合客机;参数化建模;关键参数识别;优化设计

#### 中图分类号:V22

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2021.05.007

美国国家航空航天局(NASA)提出的环境友好航空项 目(ERA)旨在通过探索新型的客机结构概念,开发先进的 飞机结构,从而在满足载荷条件的情况下提高燃油效 率<sup>[1-2]</sup>。对传统的"圆截面机身--机翼"结构的改进已不足以 实现预期目标,翼身融合(blended-wing-body,BWB)布局客 机结合了飞翼布局与传统运输机的特点,在气动、油耗、噪 声和载客量等性能方面相较传统客机有显著提升。早期, 对翼身融合客机的研究侧重于空气动力学、稳定性与控制 方面。近年来,能满足BWB客机特点承载要求的新型结构 性能越来越受到关注<sup>[3-8]</sup>。

传统的圆形截面机身承受增压载荷时蒙皮会产生周向 张力,然而BWB客机的壁板结构会承受机身轴向与机翼展 向的弯曲载荷、面内载荷与客舱增压载荷。而且,受压面板 承受双重弯曲曲率(面板的中心和边缘向相反方向弯曲), 这会导致壁板出现较大的局部应力。因此,与具有明确传 力路径的传统客机结构相比,这种几乎平坦的壁板结构需 采取新型的结构设计以满足要求。为此,波音公司提出了 拉挤杆缝合一体化结构(pultruded rod stitched efficient unitized structure, PRSEUS),研究发现此结构在翼身融合客 机中部使用具有巨大的发展前景<sup>[3-10]</sup>。

本文从PRSEUS的结构特点入手,在考虑各组件叠放 顺序的基础上,构建了由蒙皮、止裂带、隔框及其泡沫芯、长 桁、拉挤杆等组成的PRSEUS壁板结构模型;提取其结构主 要设计参数进行参数化建模;基于ISIGHT优化平台,集成 参数化建模与有限元分析,采用试验设计方法(design of experiment,DOE),对其承受机翼展向弯曲载荷、机身轴向 弯曲载荷与内部压力载荷这三个典型工况进行关键设计参 数识别分析;结合DOE与数值优化算法,考虑单一载荷与 组合载荷,对PRSEUS壁板进行优化设计,达到提高承载效 率与减重的目标,为后续的翼身融合客机结构多学科优化 设计提供参考。

# 1 PRSEUS 壁板结构分析与建模

## 1.1 PRSEUS 壁板结构特点

PRSEUS 壁板结构主要由蒙皮、止裂带、碳纤维包裹的 拉挤杆与泡沫芯等部件组成,如图1所示。蒙皮处于顶层,

收稿日期: 2020-11-23;退修日期: 2021-01-15;录用日期: 2021-03-01 基金项目: 航空科学基金(2018ZA04004)

\*通信作者: Tel.: 13810976650 E-mail: wkjchaser@foxmail.com

引用格式: Wang Kaijian, Zhang Rui, Li Yan. Parameters identification research and optimization design of PRSEUS panel in blended-wingbody civil aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(05):44-53. 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(05):44-53.

上覆隔框止裂带与长桁止裂带,长桁与隔框的底部翻边与止 裂带、蒙皮缝合在一起,隔框与长桁垂直布置。PRSEUS壁 板主要用于翼身融合客机中部,与传统布局客机不同,BWB 客机处于飞行状态时壁板主要承受三个方向的载荷,如图2 所示,且机身轴向弯曲载荷与机翼展向弯曲载荷处于同一数 量级。机翼展向的弯曲载荷主要由隔框承担,隔框内部的泡 沫芯可有效减轻结构重量(质量),并增加机翼展向的承载能 力。布置在长桁顶部的高模量拉挤杆承担大部分机身轴向 的弯曲载荷,有效地增强了壁板整体的抗弯性能。客舱内部 的增压载荷由壁板整体承担。长桁与隔框的底部翻边与止 裂带、蒙皮之间的缝合工艺有效抑制了复合材料分层。



图 1 拉挤杆缝合一体化结构分解图

Fig.1 Exploded view of PRSEUS



图2 PRSEUS壁板组合载荷示意图

Fig.2 Schematic of combined loading on PRSEUS panel

## 1.2 PRSEUS 壁板建模

本文选取的研究对象为含有双隔框与5根长桁的 PRSEUS壁板。PRSEUS壁板几何模型如图3所示。

提取其主要设计参数,对其进行参数化建模,共提取设 计参数10个,设计参数与初始数值见表1。为提高有限元 计算精度,需在建模时考虑各组件壳厚度因素。在有限元 分析中,对壳单元一般采用参考面为中性面的方法来处理, 本文在建模时根据PRSEUS壁板各部件的叠放顺序,对各 组件的位置采取参数化建模,使得其位置可根据参数改变 自行调整,从而保证有限元计算精度,如图4所示。 PRSEUS壁板由下至上叠放顺序为蒙皮、隔框止裂带、长桁 止裂带、长桁、隔框,根据定义的厚度参数即可计算出各组 件的偏移量,提高分析效率。



Fig.3 PRSEUS panel model

## 表1 PRESUS壁板设计参数 Table 1 Design parameters of PRSEUS panel

设计参数	数值/mm
隔框高度	150.44
长桁高度	31.105
隔框止裂带宽度	101.6
长桁止裂带宽度	86.36
拉挤杆直径	9.53
泡沫芯厚度	12.7
隔框包覆层厚度	2.64
蒙皮厚度	1.32
止裂带厚度	1.32
长桁包覆层厚度	1.32



图4 各部件位置示意图

Fig.4 Location diagram of components



## 1.3 PRSEUS 壁板有限元模型

有限元模型中,采用四节点壳单元模拟蒙皮、止裂带、 隔框与长桁的包裹层;采用八节点实体单元模拟隔框泡沫 芯与拉挤杆。在PRSEUS壁板结构中,长桁贯穿隔框底部 开口形成支撑关系,如图5所示。为模拟PRSEUS壁板隔 框止裂带与长桁止裂带的叠放关系且0°纤维方向不同的结构特点,将止裂带几何模型进行分割之后再设置铺层,实现 双向止裂带的铺层设计,如图6所示。PRSEUS壁板整体有限元模型如图7所示。



图5 几何模型分解图 Fig.5 Exploded view of PRSEUS model



Fig.6 Schematic of composite laminate of tear strap



本文对 PRSEUS 壁板承受机翼展向弯曲载荷、机身轴 向弯曲载荷与客舱增压载荷三种工况进行参数识别研究。 对壁板的边界条件设定如图 8 所示,机翼展向弯曲载荷为 10000N·m,机身轴向弯曲载荷为 5000N·m,客舱增压载荷为 0.19MPa。



## 1.4 PRSEUS 壁板材料参数

蒙皮、止裂带、隔框与长桁的包裹层材料为AS4碳纤维 复合材料,其中蒙皮、止裂带、长桁包裹层所采用的层合板 包含9层铺层,铺层角度为[45/-45/0/0/90/0/0/-45/45],隔 框包裹层所采用的层合板包含18层铺层,铺层角度为 [45/-45/0/0/90/0/0/-45/45]<sub>\*</sub>;蒙皮、隔框包裹层与隔框止裂 带纤维0°方向为隔框方向,长桁包裹层与长桁止裂带纤维 0°方向为长桁方向。布置于长桁顶部的拉挤杆材料为T800 碳纤维与环氧树脂,隔框内部的泡沫芯材料为Rohacell泡 沫<sup>[1-2,4,10]</sup>。各材料参数见表2、表3。

表2 单向带材料参数

ab	le	2	Ma	terial	parame	ters of	mono	layer	pla	te
----	----	---	----	--------	--------	---------	------	-------	-----	----

工程常数	数值
$E_1$ /MPa	67154.93
$E_2$ /MPa	33542.99
$E_3$ /MPa	34956.42
$G_{12}/\mathrm{MPa}$	16340.57
$G_{13}$ /MPa	16340.57
$G_{23}/\mathrm{MPa}$	5515.81
$\mu_{\scriptscriptstyle 12}$	0.4
$\mu_{\scriptscriptstyle 13}$	0.4
$\mu_{23}$	0.095
$\rho/(t/mm^3)$	1.6e-9

## 表3 泡沫芯与拉挤杆材料参数

Table 3 Material parameters of foam core and pultruded rod

材料	弹性模量/MPa	泊松比	密度/ (t/mm <sup>3</sup> )
泡沫芯	144.79	0.45	9.99e-11
拉挤杆	126932.48	0.3	1.6e-9

# 2 PRSEUS 壁板结构参数识别研究

PRSEUS 壁板在设计中需根据实际载荷情况对各参数 进行优化设计。为量化设计参数对壁板承载能力的影响程 度,本文采用试验设计(DOE)方法对关键设计参数进行识 别<sup>[11-13]</sup>。采用最优拉丁超立方采样试验设计方法提取样本 点,可使所有的试验点尽量均匀分布在设计空间,具有良好 的空间填充性与均衡性,共选取200个设计点。

## 2.1 参数识别方法

最常见的参数敏度评价方法是蒙特卡罗法,在蒙特卡 罗法基础上又有多个灵敏度评价方法,如散点法、Pearson 积矩系数、Spearman系数、标准回归系数等<sup>[11]</sup>。ISIGHT软 件提供的相关性分析基于 Pearson和 Spearman相关性,是 一种线性分析方法。其计算的主要是输入参数*x<sub>i</sub>*和输出*y* 的线性相关系数*r*:

$$r_{x_i y} = \frac{\sum_{j=1}^{N} (x_{ij} - \overline{x_i})(y_i - \overline{y})}{\left[\sum_{j=1}^{N} (x_{ij} - \overline{x_i})^2\right]^{\frac{1}{2}} \left[\sum_{j=1}^{N} (y_j - \overline{y})^2\right]^{\frac{1}{2}}} = \frac{S_{xy}}{S_x S_y}$$
(1)

式中:N为采样次数, $x_i$ 、y分别为输入参数和输出参数的平均值:

$$\overline{x_i} = \sum_{j=1}^{N} \frac{x_{ij}}{N}$$
(2)

$$\overline{y} = \sum_{j=1}^{N} \frac{y_j}{N} \tag{3}$$

 $S_x$ 表示 x 的样本标准差,  $S_y$ 表示 y 的样本标准差,  $S_{xy}$ 表示样本总变异:

$$S_x = \sqrt{\frac{\sum_{j=1}^{N} (x_{ij} - \overline{x_i})^2}{N - 1}}$$
(4)

$$S_{y} = \sqrt{\frac{\sum_{j=1}^{N} (y_{j} - \overline{y})^{2}}{N - 1}}$$
(5)

$$S_{xy} = \frac{\sum_{j=1}^{n} (x_{ij} - \overline{x_i})(y_i - \overline{y})}{N - 1}$$
(6)

r在0和1之间表示y与x成正相关;r在0和-1之间,表示y与x成负相关。r的绝对值越接近1,两变量关联程度越强;r绝对值越接近0,两变量关联程度越弱。

## 2.2 ISIGHT试验设计集成

在DOE分析中通过Simcode组件集成参数化建模、有限元分析与结果输出,流程如图9所示。设计参数的取值范围为各参数的90%~110%。



为研究结构单位质量的承载能力,定义结构承受相同 载荷下的应力质量系数(stress mass coefficient,SMC)与位 移质量系数(displacement mass coefficient, DMC),分别表 示如下:

$$SMC = \frac{10^3}{S_{\text{max}} \cdot M}$$
(7)

$$DMC = \frac{10^3}{U_{max} \cdot M}$$
(8)

式中:S<sub>max</sub>为最大应力,U<sub>max</sub>为最大位移,M为壁板总质量。 SMC、DMC越大,则表示结构承载效率越高。因此本文除 了以最大应力、最大位移作为分析壁板结构承载能力的依 据之外,还将以应力质量系数与位移质量系数作为评价壁 板结构承载效率的参数。

## 2.3 参数识别计算结果与分析

PRSEUS 壁板在不同载荷下响应与设计参数密切相 关,本文以壁板在承受机翼展向弯曲载荷、机身轴向弯曲载 荷与客舱增压载荷三个工况下的最大应力、最大位移、应力 质量系数与位移质量系数为分析目标,研究壁板设计参数 对分析目标的影响。相关系数表显示了所有设计参数与分 析目标基于线性分析方法的相关性,横向为设计参数,纵向 为分析目标。图10显示了三种工况下最大应力、最大位移 与所有参数的相关系数,图11显示了三种工况下应力质量 系数、位移质量系数与所有参数的相关系数。

Pareto 图反映样本拟合后所有设计参数对每个响应的 贡献程度百分比,蓝色代表正相关,红色代表负相关,各工 况下关键参数对应力/位移质量参数的贡献程度如图12~图 14所示。设计参数对壁板重量的贡献程度如图15所示。

根据分析相关系数表与Pareto图,可找到与各个分析 目标关联性较强的设计参数。关键参数与贡献百分比 见表4。

综合表4结果可知,影响PRESEUS壁板的承载能力的 主要参数有隔框高度、隔框包覆层复合材料厚度与长桁高 度等。影响壁板总质量的重要参数有隔框包覆层复合材料 厚度、隔框高度、长桁包覆层复合材料厚度与蒙皮厚度。

在承受机翼展向弯曲载荷时,增加隔框高度对提高结



框高度 长桁高度 隔框止裂 长桁止裂 拉挤杆 泡沫芯 隔框包覆 蒙皮厚度 止裂带 长桁包覆 带宽度 带宽度 直径 厚度 层厚度 厚度 厚度 层厚度 PRSEUS壁板设计参数



Fig.10 Correlation table of maximum stress / maximum displacement and design parameters





构效率效果明显。在承受机身轴向弯曲载荷时,长桁高度 对降低最大应力与位移,提高结构承载效率起决定作用。 承受客舱增压载荷时,最大应力水平主要由隔框包覆层复 合材料厚度与长桁高度影响,最大位移主要由长桁高度与 隔框高度影响。结合各参数对总质量的影响,隔框高度虽 然可增加结构的位移质量系数,却与其应力质量系数成负 相关。增加长桁高度可有效提高承受客舱增加载荷时的承 载效率。

# 3 PRSEUS 壁板结构优化设计

全局算法具有在整个设计空间内寻求最优解的能力, 但由于需排除非最优解需要大量时间,所以优化效率较低。 数值优化算法包括梯度下降、共轭梯度法等,优化速度快, 但对于复杂的模型容易陷入局部最优解。本文结合 DOE 试验设计与优化设计算法,在 DOE 的设计空间中找到最优 解,再以此设计点为初始方案,采用数值优化算法对设计方 案进行优化设计,优化目标为重量最轻。约束条件以初始 方案计算结果为基础,适当增加最大位移值。

此外,为模拟PRSEUS壁板实际工况,增加了壁板在组 合载荷情况下的模拟计算。在相邻两边固支,另外两边加 载机翼展向弯曲载荷与机身轴向弯曲载荷,均为1000N·m, 此外还有客舱增压载荷 0.1MPa。优化设计约束条件 见表5。

优化历程如图16所示。在第12、23、34、67轮优化计算 中壁板质量明显下降,此后质量逐渐收敛至6.04kg,经过 158轮求得最终优化方案。初始方案、DOE最优方案与最 终优化方案设计参数见表6。计算结果如图17、图18所示。

壁板在机翼展向弯曲载荷下时,最大应力位置为隔框 顶部;承受机身轴向弯曲载荷时,最大应力位置为长桁顶部 的拉挤杆;承受客舱增压载荷时,在隔框两端与蒙皮连接处 会出现应力集中,整体应力水平不高。PRSEUS壁板承受



Fig.12 Key parameters of maximum stress-weight factor / displacement-weight factor under wing bending load











组合载荷时,壁板的中心和边缘向相反方向弯曲,与加载端 距离最近的拉挤杆与隔框顶端应力较大,最大应力位置出 现在与加载端距离最近的拉挤杆处。三种方案重量对比见 表7。各工况下初始壁板方案、DOE最优方案与最终优化 方案的分析见表8~表11。

根据表6、表7对比结果可知,DOE最优方案与最终优 化方案的隔框高度基本保持不变,长桁高度有所增加。其 他设计参数在设计范围内略有减少,实现减重目的,且提高 了结构承载效率,与前文中的关键参数识别结论基本一致。

DOE最优方案总质量6.32kg,较初始方案6.84kg,减重 0.52kg(-7.6%)。DOE最优方案除在承受机身轴向弯曲载 荷时的最大应力与最大位移小幅增加外,其他单一载荷与 组合载荷下,壁板的应力位移水平均不变或降低,应力质量 系数与位移质量系数均提升明显,说明与初始方案相比, DOE最优方案提高了结构的承载效率。

最终方案总质量 6.04kg,较 DOE 最优方案减重 0.28kg(-4.43%),较初始方案减重 0.8kg(-11.696%)。最终 优化方案的最大应力、位移水平与 DOE 最优方案相比有 所降低,应力质量系数和位移质量系数与 DOE 最优方案 相比持平或有所增加。说明本文采用的优化设计降低结

# 表4 影响壁板承载能力的关键参数

## Table 4 Key parameters affecting panel performance

壁板状态参数	关键参数与贡献百分比
机要屋台流曲势共工具上台上	隔框高度(-43.16%);
机異胺问弓曲氧何下取入应力	隔框包覆层厚度(-22.24%)
加型员台来业业状子目上公众	隔框高度(-46.18%);
机異炭回弯曲载何下最天位移	隔框包覆层厚度(-14.19%)
机型屋台流曲势共了台上氏具系数	隔框高度 (39.77%);
机異胺问弓曲氧何下应力质重杀致	隔框包覆层厚度(14.63%)
机型屋台流曲垫共工户攻氏具套数	隔框高度 (49.24%);
机異礎问写曲報何下位移质重杀数	隔框包覆层厚度 (9.41%)
却自她向亦曲龙巷工具十六五	长桁高度 (-65.50%);
机才抽问弯曲软何下取入应力	长桁包覆层厚度(-11.46%)
机身轴向弯曲载荷下最大位移	长桁高度 (-63.76%)
	长桁高度(41.33%);
机身轴向弯曲载荷下应力质量系数	隔框包覆层厚度 (13.17%);
	隔框高度 (-11.03%)
却自她向恋曲恭告下位我质量系粉	长桁高度 (55.46%);
机另抽问号曲软间干世砂灰重赤数	隔框包覆层厚度(-9.68%);
家齡增压载益玉晨士应力	隔框包覆层厚度(-20.06%);
各旭垣压蚁何下取八应刀	长桁高度 (-14.54%)
	长桁高度 (-22.75%);
客舱增压载荷下最大位移	隔框高度 (-22.61%);
	隔框包覆层厚度(12.49%)
家龄摘压载若玉齿力质具系数	隔框高度 (-16.04%);
各那瑁压蚁间下应力灰重示奴	长桁高度(11.20%)
家龄摘压载若玉信我质具系数	长桁高度(29.54%);
各旭垣压蚁何下位移贝里尔奴	隔框高度(17.01%)
	隔框包覆层厚度(22.09%);
<b>胶拓台岳县</b>	隔框高度(19.57%);
至似心灰里	长桁包覆层厚度(11.49%);
	蒙皮厚度(10.72%)

## 表5 优化设计约束条件

## Table 5 Constraint conditions of optimization

约束条件	范围
承受机翼展向弯曲载荷时的最大应力	<724MPa
承受机翼展向弯曲载荷时的最大位移	<7.35mm
承受机身轴向弯曲载荷时的最大应力	<724MPa
承受机身轴向弯曲载荷时的最大位移	<47mm
承受客舱增压载荷时的最大应力	<724MPa
承受客舱增压载荷时的最大位移	<6.2mm
承受组合载荷时的最大应力	<724MPa
承受组合载荷时的最大位移	<6.8mm

构应力水平,提高壁板结构承载效率效果明显,且达到了 减轻结构质量的目的。此优化方法可为之后的BWB客 机结构设计提供参考。

表6	设计参数对比
Table 6	Design parameters

	0 1		
设计参数	初始方案	DOE最优方案	最终优化方案
隔框高度/mm	150.44	149.15	149.4058
长桁高度/mm	31.105	31.371	33.9197
隔框止裂带宽度/mm	101.6	95.73	95.626
长桁止裂带宽度/mm	86.36	79.835	79.576
拉挤杆直径/mm	9.53	8.9793	8.577
泡沫芯厚度/mm	12.7	11.928	11.731
隔框包覆层厚度/mm	2.64	2.4583	2.417
蒙皮厚度/mm	1.32	1.2344	1.2011
止裂带厚度/mm	1.32	1.3963	1.188
长桁包覆层厚度/mm	1.32	1.2596	1.188



## 图16 壁板总质量优化历程

Fig.16 Optimization process of panel weight

## 表7 壁板质量对比

Table 7 Comparison of panel weight

初始方案	DOE最优方案	最终优化方案
6.84kg	6.32kg	6.04kg

## 表8 分析目标对比(机翼展向弯曲载荷)

Table 8 Comparison between optimization objectives (wing bending load)

优化分析目标	初始方案	DOE 最优方案	最终优化方案
最大应力/MPa	130.22	128.64	132.38
最大位移/mm	7.02	6.99	7.34
应力质量系数/	1.100	1.00	1.051
$(10^3/(MPa \cdot kg))$	1.123	1.23	1.251
位移质量系数/	20.027	22 (20	22.54
$(10^3/(\text{mm}\cdot\text{kg}))$	20.826	22.629	22.56

# 4 结论

PRSEUS壁板结构为翼身融合布局客机非圆截面机身



图 17 组合载荷下壁板应力云图(初始方案/ DOE 最优方案/最终优化方案) Fig.17 Stress cloud of panel under combined load (Initial panel/DOE optimal panel/final panel)







分析目标对比 (机身轴向弯曲载荷)

表9

表10 分析目标对比(客舱增压载荷)

Table 10 Comparison between optimization objectives (internal pressure)

优化分析目标	初始方案	DOE	最终优化方案
	509.91	最优万案 496.438	511.242
最大位移/mm	6.02	6.06	6.124
应力质量系数	0.287	0 319	0 324
$(10^3/(MPa \cdot kg))$	0.207	0.017	0.021
位移质量系数 (10 <sup>3</sup> / (	24.286	26.09	27.035
$(10^{\circ}/(\text{mm}\cdot\text{kg}))$			

结构提供了一种创新的解决方案。本文针对PRSEUS壁板 处于承受机翼展向弯曲载荷、机身轴向弯曲载荷与客舱增 压载荷三种载荷工况下的受力情况进行了分析,识别了关

## 表11 分析目标对比(组合载荷)

Table 11 Comparison between optimization objectives (combined load)

优化分析目标	初始方案	DOE 最优方案	最终优化方案
最大应力/MPa	625.466	635.007	658.564
最大位移/mm	6.255	6.64	6.741
应力质量系数 (10 <sup>3</sup> /(MPa·kg)	0.2337	0.2492	0.2514
位移质量系数 (10 <sup>3</sup> /(mm·kg))	23.373	23.829	24.56

键设计参数,在此基础上,考虑结构的单一承载与组合承载 情况,对结构进行了优化设计,较初始方案减重11.696%。 通过研究,可以得出以下结论:

(1)提取 PRSEUS 壁板主要设计参数,考虑壁板各部 件连接关系与叠放顺序,对其结构进行参数化建模。

(2) 基于 ISIGHT 平台,集成参数化建模与有限元分 析;采用试验设计方法,对 PRSEUS 壁板处于承受机翼展向 弯曲载荷、机身轴向弯曲载荷与客舱增压载荷三种工况下 的受力情况进行了关键参数识别分析;提出了应力质量系 数与位移质量系数以评价结构承载效率;根据 DOE 分析结 果,分析了三种工况下影响壁板结构最大应力、最大位移与 承载效率的关键参数,为 PRSEUS 壁板结构优化设计提供 参考。 (3)结合试验设计与数值优化算法的优点,采用组合 优化策略,在单一载荷与组合载荷下对PRSEUS壁板结构 进行优化设计;以DOE设计样本中的最优方案为优化初始 方案,既避免陷入局部最优解,又提高了优化效率;经158 轮计算壁板质量收敛到6.04kg,设计参数变化趋势与参数 识别结果一致;优化后的PRSEUS壁板结构大幅提高结构 承载效率,且较DOE最优方案减重0.28kg(-4.43%),较初始 方案减重0.8kg(11.696%)。为翼身融合布局客机结构设计 提供了方法与参考。

在后续对 PRSEUS 壁板优化方法的完善中,可增加屈曲分析、振动分析与疲劳分析等;可采取代理模型进行更细致的参数识别研究;本文未对缝线连接处进行建模分析,在后续研究中会结合缝合结构特点进行分析,研究对结果的影响。

## 参考文献

- Przekop A, Jegley D C, Lovejoy A E, et al. Testing and analysis of a composite non-cylindrical aircraft fuselage structure, Part I: ultimate design loads[C]//AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference, 2016.
- Przekop A, Jegley D C, Lovejoy A E, et al. Testing and analysis of a composite non-cylindrical aircraft fuselage structure, Part II: severe damage[C]// AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference, 2016.
- [3] Jegley D C, Velicki A. Development of the PRSEUS multi-bay pressure box for a hybrid wing body vehicle[C]// AIAA/ASCE/ AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference, 2013.
- [4] Allen A R, Przekop A. Vibroacoustic tailoring of a rodstiffened composite fuselage panel with multidisciplinary considerations[J]. Journal of Aircraft, 2015, 52(2):1-11.
- [5] Brett A B, Phillip W Y, Ryan C L, et al. Efficient design and analysis of lightweight reinforced core sandwich and PRSEUS Structures[C]//AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference, 2012.
- [6] Lee D, Hilton H, Velicki A. Optimum stress and material distributions in stitched PRSEUS composites[C]// AIAA/ ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference, 2012.
- [7] Andrew E L, Marshall R, Kim A L, et al. Pressure testing of a minimum gauge PRSEUS panel[C]// AIAA/ASCE/AHS/ASC

Structures, Structural Dynamics & Materials Conference, 2011.

- [8] Gabriela J S, Satchi V. Parametric study of influence of stiffener variables on postbuckling response of frame stiffened composite panels[C]// AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference, 2016.
- [9] 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):36-54.
  Zhang Yongjie, Wu Yingying, Zhao Shuwang, et al. Review of non-circular cross section fuselage structure design research on blended-wing-body civil aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(9):36-54. (in Chinese)
- [10] 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):
   623185.

Zhang Yongjie, Wu Yingying, Zhu Shengli, et al. Buckling and progressive damage analysis of representative compressed PRSEUS panel blended-wing-body civil aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(9): 623185. (in Chinese)

[11] 陈光宋. 弹炮耦合系统动力学及关键参数识别研究[D]. 南京:南京理工大学,2016.

Chen Guangsong. The study on the dynamic of the projectitlebarrel coupled system and the corresponding key parameters [D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2016. (in Chinese)

[12] 杜海,张睿,崔德刚.面向航空领域的多学科优化系统[J].航空科学技术,2018,29(8):4-9.
 Du Hai, Zhang Rui, Cui Degang. Multidisciplinary optimization

system in aircraft design[J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29(8):4-9. (in Chinese)

[13] 王建礼,张帅,石伟峰,等.民用飞机概念方案翼盒结构总体 有限元快速建模[J]. 航空科学技术, 2019, 29(10):16-23.
Wang Jianli, Zhang Shuai, Shi Weifeing, et al. Rapid global finite element model of wing box for civil aircraft in conceptual design[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 29(10):16-23. (in Chinese) (责任编辑 陈东晓)

## 作者简介

王凯剑(1994-)男,硕士,助理工程师。主要研究方向:飞 行器结构设计与优化。 Tel: 13810976650 E-mail: wkjchaser@foxmail.com 张睿(1986-)女,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞行 器结构优化设计。 Tel: 010-84936586 E-mail: zrbuaa@sina.com

# Parameters Identification Research and Optimization Design of PRSEUS Panel in Blended-Wing-Body Civil Aircraft

Wang Kaijian\*, Zhang Rui, Li Yan Chinese Aeronautical Establishment, Beijing 100028, China

**Abstract:** The PRSEUS panel structure provides an innovative solution for the non-circular cross-section fuselage structure of blended-wing-body aircraft. In this paper, the parameters identification of PRSEUS panels under different load cases is studied in order to extract key design parameters. And the optimization design is carried out based on this. Firstly, the design parameters of PRSEUS panel were extracted. PRSEUS panel was parametrically modeled on the basis of connection relationship and stacking sequence of the components. Secondly, based on ISIGHT platform, the key parameters of PRSEUS panel under three load cases were identified by using DOE method. Finally, the combination optimization method was adopted to optimize the PRSEUS panel structure, which improves the optimization efficiency. The optimized PRSEUS structure greatly improves the structural load-bearing efficiency and reduces the weight by 11.696% compared with the initial plan. This paper provides a design method for the blended-wing-body civil aircraft structure.

**Key Words:** PRSEUS panel; blended-wing-body aircraft; parametric modeling; key parameters identification; optimization design

Received:2020-11-23;Revised:2021-01-15;Accepted:2021-03-01Foundation item:Aeronautical Science Fundation of China (2018ZA04004)\*Corresponding author.Tel.:13810976650E-mail:wkjchaser@foxmail.com