

基于可靠性的复材结构安全系数概率设计法

冯蕴雯^{1,2}, 宋社岑^{1,2}, 陈宏志³, 陈先民⁴, 薛小锋^{1,2}, 胡昊^{1,2}

(1.西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072; 2.飞行器基础布局全国重点实验室, 陕西 西安 710072;
3.中国人民解放军 93147 部队, 四川 德阳 618000;
4.中国飞机强度研究所 强度与结构完整性全国重点实验室, 陕西 西安 710065)

摘 要:确定性安全系数设计难以适应复合材料结构不确定性因素多、多失效模式并发的特点,设计结果也无法量化描述风险大小。基于多失效模式协同可靠性分析,引入材料、设计、载荷等不确定性变量,提出安全系数概率设计法(safety factor probabilistic design, SFPD),以结构风险等级为约束,将允许失效概率转换为安全系数,打破安全性指标、安全系数和结构设计之间的关联壁垒。考虑复合材料结构的主要失效模式分解安全性指标,为各失效模式分配允许失效概率;以允许失效概率为约束条件,结合宏观和细观失效准则构建复合材料结构可靠性模型,通过结构优化反推极限载荷,使结构在满足安全性指标要求条件下,降低安全系数并减轻结构质量;以民机典型壁板结构为案例验证对象,在保证结构安全的前提下实现了蒙皮质量减少 7%、整体结构质量减少 4%,并验证安全系数由 1.5 降为 1.4 的合理性和可行性。

关 键 词:飞机结构设计;不确定性设计;安全系数;复合材料;多模式可靠性;优化设计
中图分类号:V221+.8 **文献标志码:**A **文章编号:**1000-2758(2025)05-0916-10

民机结构设计中常以 1.5 倍的安全系数涵盖难以考虑的不确定性因素,这源于早期结构主要采用铝合金,其极限强度与屈服强度之比约为 1.5^[1]。复合材料比强度大、比刚度高,在飞机结构上被大量推广应用。与金属或合金材料相比,其影响因素多^[2-3]、性能分散性大^[4-5]、失效机理复杂^[6-8]、多失效模式并发^[9-10]、对外来冲击敏感^[11-12]。确定性的安全系数设计难以考虑结构性能多种影响因素,且过于保守,降低了结构使用效率;另一方面无法量化描述结构失效的风险程度,不能给出失效概率的大小,缺少为适航验证提供确定性指标的依据。

传统的安全系数设计(safety factor design, SFD)是在经验指导下的确定性值,然而安全系数的设计不可一概而论,应当在综合性能、工艺、载荷输入等不确定性变量及其分布的条件下,根据材料或结构

自身特点有针对性地开展^[13]。部分研究提供了一些新思路,在适航标准方面,美国联邦航空局(FAA)的 14CFR Part25.303^[14]、欧洲航空(EASA)的 CS25.303^[15]及中国民用航空局(CAAC)的 CCAR 25 部^[16]均提出设置载荷减缓系统的条件下,民机结构安全系数可降为 1.25,合理设置安全系数是民机结构设计一直以来的研究方向;针对材料或结构特点,在安全系数的基础上,结合不确定性的统计结果修正系数是最为常见的做法,如单载荷路径金属结构在性能变异系数小于 7.5%的情况下,可使用材料修正系数 1.15^[17];复合材料结构的材料修正则取决于统计分析得到 A、B 基准值^[18-19];支承连接结构可能受到振动、转动等载荷作用引起支承面或接触面上的高应力^[20-22],需要选取支承系数 1.2 和基本安全系数 1.5 配合使用,以便提高结构的安全性^[23];而对于耳片结构来说,其常为多传力路径且有冗余设置^[24-26],一般在极限载荷的作用上取 1.15 的接头系数^[27]。可靠性分析将变量的分布函数作为输入充分考虑因素的不确定性,给出具体失效概率大小,部分研究以可靠性为辅助指标,失效概

收稿日期:2024-12-18

基金项目:国家商用飞机制造工程技术研究中心创新基金(COMAC-SFGS-2023-2353)资助

作者简介:冯蕴雯(1968—),教授

通信作者:冯蕴雯(1968—) e-mail:fengyunwen@nwpu.edu.cn

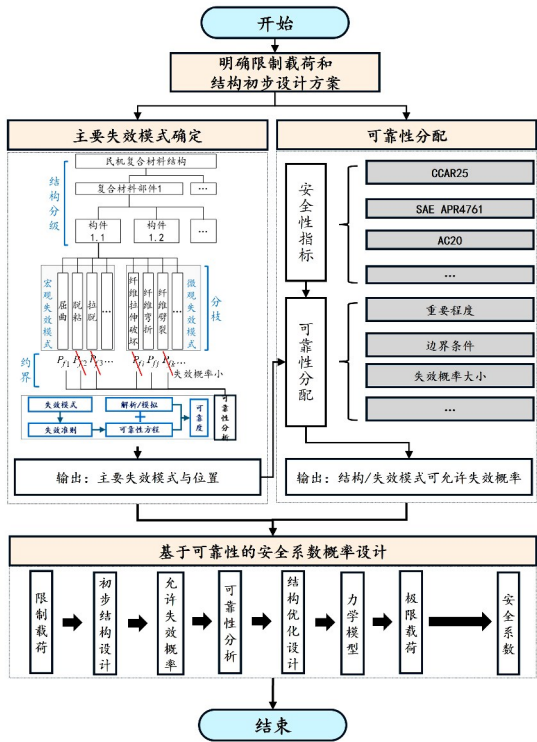
率小于一定阈值,证明其为高可靠性结构,可适当降低安全系数^[28];而部分研究以可靠性代替安全系数,但这不利用后续结构或载荷的优化设计,缺少指标的传递^[29-30];部分研究构建了安全系数取值和安全性指标的联系,针对飞机牵引车架^[31]、机翼机身接头^[32]等结构开展力学性能和可靠性分析,并基于应力-强度干涉模型反向推导最小可接受的安全系数值。上述研究针对结构开展了一定的安全系数设计方法研究,但对复合材料而言,当前研究一方面未考虑复合材料多失效模式并发、分散性高等特点,且未构建统一的分析流程,有效构建载荷安全系数、可靠性和安全性关联机制,为复合材料结构的适航验证提供具体、有效、可传递的指标参数。

为打破安全性分析和载荷、结构设计之间的关联壁垒,本文提出了一种基于多失效模式协同可靠性分析的安全系数概率设计法(safety factor probabilistic design,SFPD),定量化关联结构失效风险等级和安全系数。首先,基于结构分级和分枝约界等方法探清复合材料结构的主要失效模式和失效位置;其次,结合相关适航标准、规范,将安全性指标以可靠性分配的形式逐级分解,实现多失效模式的协同化结构设计;最后,以失效准则作为复合材料可靠性方程得到建模基础,合理反推允许失效概率下的限制载荷,结合变刚度设计减轻结构质量,提升利用效率,将允许失效概率转换为安全系数,为复合材料结构的风险评估提供一种新的思路与方法。

1 方法

1.1 流程与框架

工程中民机结构设计使用确定性的安全系数,以一定的安全裕度笼统覆盖不确定性变量影响,导致设计结果保守,也无法量化具体风险等级的大小。复合材料结构具有变量繁杂、失效模式多样及性能分散性大等特点,这使得传统分析方法难以有效适应其复杂的力学行为表征。本文提出一种基于多失效模式可靠性分析的民机复合材料结构安全系数概率设计法(safety factor probabilistic design,SFPD),在考虑复合材料多失效模式的基础上,基于可靠性分配,将安全性指标传递给各失效模式,以允许失效概率为约束优化结构,合理设计安全系数,搭建民机复合材料结构设计、安全系数设计和风险评估的有效联结。基本流程与框架如图 1 所示。



减少不必要的计算程序,提高计算效率。要形成可供可靠性指标分配的模型架构主要分为 2 步:①结构分级;②基于分枝约界法的主要失效模式确定,如图 2 所示。

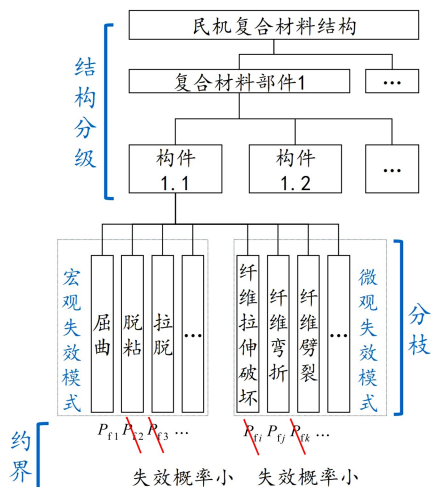


图 2 主要失效模式确定流程

结构分级是指按照风险等级(灾难性的故障(I)、危险的故障(II)、重大的故障(III)和轻微的故障(IV))结合结构组成原理将结构系统分为主、次承力结构,再将主、次承力结构逐级分解直至为一个最小的结构单元(如桁条、肋等),形成从结构系统到组件再到元件逐级分解的思路。其最主要目的在于区分主、次承力结构,并将结构分解至最小的结构单元,如桁条、蒙皮、肋等。分枝约界法是指概率评估体系方法中,通过遍历的思想找出结构、元件所有可能的失效模式和位置,并结合应力状态、边界条件、结构特征或单一模式失效概率大小等筛选主要失效模式和失效位置,开展多失效模式分析的方法。基于分枝约界法可针对每个结构单元和整体结构分析其所有可能的潜在失效模式,并针对主要失效模式开展可靠性分配。

1.3 复合材料结构可靠性分析

一维应力-强度干涉模型(见(1)式)描述了在考虑不确定性的条件下以概率描述失效的本质,其与复合材料的失效准则中最大应力准则(见(2)式)的分析思路是相近的。然而复合材料是各向异性材料,二维甚至三维应力、应变交互影响,层间和界面效应明显,因此使用一维的应力-强度干涉模型作为复合材料结构的可靠性分析模型显然不合理。复合材料独有的失效准则揭示了材料内部各向异性的应力、应变状态,用不同的失效机理区分了纤维、基

体等不同成分的失效现象。以复合材料独有的失效准则向可靠性模型进行转换,协同兼并不同失效模式失效机理,是提高复合材料结构可靠性分析精度的必要途径,以 Hashin 准则为例,复合材料结构的可靠性模型如(3)式所示。

$$P_f = P(R - S \leq 0) \quad R = P(R - S > 0) \quad (1)$$

式中: R 为结构强度; S 为当前受载下结构的应力水平。

$$\sigma_1 > X \quad \sigma_2 > Y \quad \tau_{12} > S \quad (2)$$

式中: X 为纤维方向(拉伸或压缩)强度; Y 为垂直纤维方向(拉伸或压缩)强度; S 为剪切强度; σ_1 为纤维方向应力; σ_2 为垂直纤维方向应力; τ_{12} 为剪切应力。

纤维拉伸:

$$P_f = P\left(1 - \left(\left(\frac{\sigma_1}{X_T}\right)^2 + \alpha\left(\frac{\tau_{12}}{S}\right)^2\right) \leq 0\right)$$

纤维压缩:

$$P_f = P\left(1 - \left(\frac{\sigma_1}{X_C}\right)^2 \leq 0\right)$$

基体拉伸:

$$P_f = P\left(1 - \left(\left(\frac{\sigma_2}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S}\right)^2\right) \leq 0\right)$$

基体压缩:

$$P_f = P\left(1 - \left(\left(\frac{\sigma_2}{2S}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y_C}{2S}\right)^2 - 1\right]\frac{\sigma_2}{Y_C} + \left(\frac{\tau_{12}}{S}\right)^2\right) \leq 0\right) \quad (3)$$

式中: X_T 为纤维拉伸强度; X_C 为纤维压缩强度; Y_T 为垂直纤维方向拉伸强度; Y_C 为垂直纤维方向压缩强度。

将材料强度、结构力学响应都视作具有一定分散特性的变量,引入变量的分布规律结合数值解析方法进行可靠度求解。蒙特卡洛法(Monte Carlo, MC)通过大量随机抽样方式,以失效次数和抽样规模的比例计算失效概率(见(4)式)。

$$P_{fi} = \frac{N_f}{N} \quad (4)$$

式中: N 为抽样数量; N_f 样本点中发生失效的次数。

1.4 复合材料结构可靠性分配

复合材料结构可靠性分配是指将可靠性指标分配给可能引发整体结构失效的各个失效模式,确定各失效模式的可靠性定量要求。这样做的好处在于发现结构所有潜在的失效模式,以定量化的概率指

标约束失效模式,并将概率转换为具体的载荷设计要求,这与相关适航标准中对结构安全性的要求相符。相关适航规范对结构的安全性有一定的要求,“飞机结构通用规范”JSSG-2006^[32]中规定概率方法用于航空飞行器结构设计时,主承力结构最大可接受的失效概率为 10^{-9} ,次承力结构为 10^{-7} ,国内相关规范中虽未有定量指标描述,但 CCAR 25 部“运输类飞机适航标准”^[16]也表明应在分析与设计中重视和考虑设计、材料、性能因素。要使复合材料更为广泛地应用于民机结构中,基于概率和可靠性的设计思想开展强度验证工作是必要的途径和手段。复合材料可靠性分配最为常见的方法是直接结合失效概率大小的比例,如(5)式所示。

$$P_{fi}^* = \frac{P_{fi}}{\sum_{i=1}^n P_{fi}} \times P_f$$

(5)

1.5 安全系数概率设计法

通常的失效概率计算方法是正向开展的,即给定加载水平,代入仿真、工程估计、试验数据或代理建模得到的力学模型中获得力学响应(应力、应变等),将力学响应及其分布带入可靠性分析模型中计算失效概率。而结构的迭代设计和安全系数概率设计则是一个逆过程,如图 3 所示。

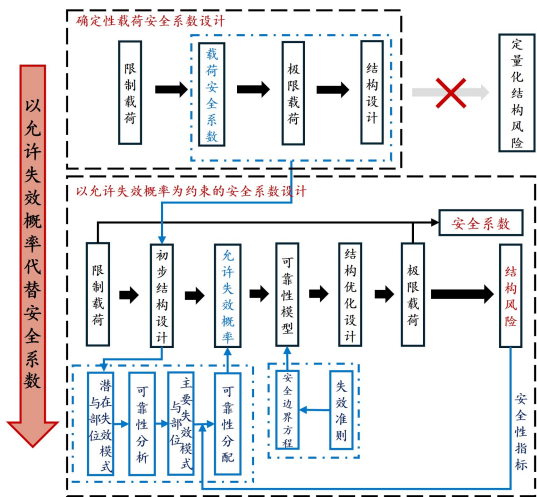


图 3 基于可靠性的安全系数概率设计思想

即结合 1.3 节给出的允许失效概率作为约束条件,在限制载荷下对优化后的结构开展可靠性分析反推对应的力学响应,直至其满足允许失效概率为止。将结构优化设计方案代入力学模型中反推对应的各失效模式破坏载荷,以允许失效概率对应的极限载荷和破坏载荷之比作为该失效模式的安全系数概率设计建议。遍历该过程比较不同失效模式的安全系数,取最小的破坏载荷为可靠性分析中判断结构失效的极限载荷预制,取最保守情况作为该复合材料结构的安全系数设计建议(见(6)式)。以可靠性和允许失效概率为约束的安全系数概率设计方法,如图 4 所示。

$$n_{\text{structure}} = S_{\text{lim}_P} / S_{\text{ult}_P}$$

$$S_{\text{ult}_P} = \min(S_{\text{ult}_P1}, S_{\text{ult}_P2}, \dots, S_{\text{ult}_Pn})$$

(6)

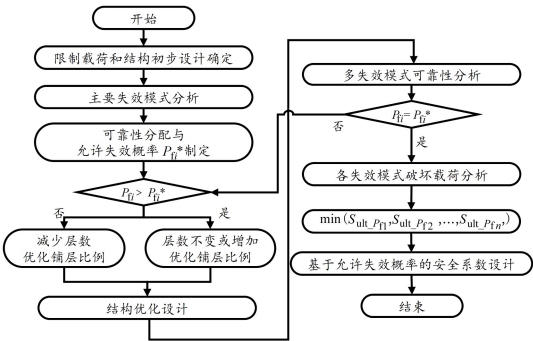


图 4 基于可靠性的安全系数概率设计方法

2 案例验证

2.1 模型描述

尾翼翼板作为民机的一种典型次承力结构,主要作用是承受气动力、提供结构支撑和安装其他部件(梁、肋等)。尾翼翼板结构铺层信息见表 1,材料属性和界面胶层属性如表 2 所示。结构几何尺寸如图 5 所示。模拟实际试验的轴压加载和试验件的处理方式,在壁板两端部各取 30 mm 部分填充树脂做成灌封端,灌封端部分完全约束,翼肋位置处约束壁板法向位移,边界设置结果如图 6 所示。

表 1 铺层信息

部件	铺层	单层厚度 t/mm
长桁	缘条 [45/-45/0/0/0/90/0/0/0/-45/45]	0.192
	腹板 [45/-45/0/0/0/90/0/0/0/-45/45]_s	0.192
蒙皮	[45/-45/0/90/0/45/-45]_s	0.192

表 2 材料属性

E_{1T}/GPa	E_{1C}/GPa	E_{2T}/GPa	E_{2C}/GPa	ν_{12}	G_{12}/GPa	X_T/MPa	X_C/MPa	Y_T/MPa	Y_C/MPa	S_{12}/MPa
169	149	8.56	10.40	0.33	5.00	2 764	1 422	78	219	154

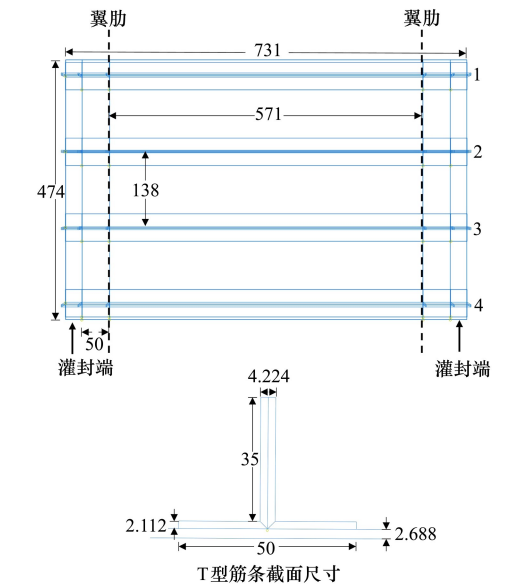


图 5 复合材料 T 型加筋壁板几何尺寸

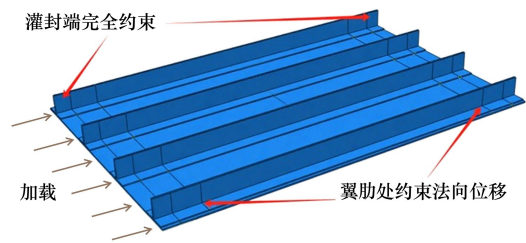


图 6 复合材料 T 型加筋壁板边界设置

2.2 主要失效模式分析

结构分级下,加筋壁板可以分解为蒙皮和长桁。遵循先模式后位置的原则,在压缩载荷下,加筋壁板的潜在失效模式如图 7 所示。

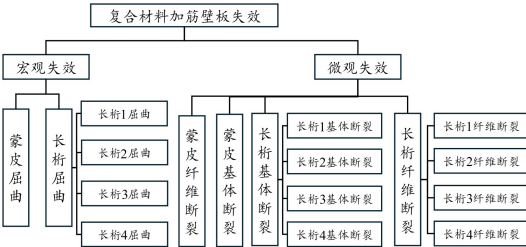


图 7 潜在失效模式

以单向轴压载荷作为本案例的受载条件,从宏观角度考虑复合材料结构在压缩载荷下的稳定性失效(即屈曲),从微观角度考虑纤维和基体在压载下的断裂行为。微观失效准则和可靠性模型如(3)式所示,屈曲的可靠性建模如(7)式所示。

$$P_f = P(N_x^{cr} - N_x \leq 0) \tag{7}$$

式中: N_x 为受载; N_x^{cr} 为屈曲载荷。

对蒙皮和长桁的屈曲可靠性进行分析和计算,结合 Abaqus 开展加筋壁板的屈曲模态仿真分析。取前 4 阶屈曲模态如图 8 所示。在第 1 阶屈曲模态下蒙皮和长桁 2,3 首先发生局部屈曲(见图 8a)),并沿轴线方向产生 4 个屈曲半波,屈曲载荷 N_x^{cr} 为 505 N/mm。随着载荷增加,结构的屈曲现象逐渐加剧,第 2~4 阶蒙皮屈曲模态如图 8b)~8c)所示,直至第 5 阶模态,长桁 1,4 发生局部屈曲。第 5 阶屈曲模态对应的屈曲载荷为 565 N/mm。

以 317 N/mm 即 258 kN 的轴压载荷为工作载荷,在该载荷条件下提取长桁、蒙皮的应力响应值,同时引入变量的分布特性,建立可靠性分析所需的参数类型、数值大小、变异系数(C_v)和来源,如表 3 所示。各参数均服从正态分布。

表 3 可靠性分析的输入参数

部位	参数	数值	C_v	来源
材料	X_C/MPa	1 422	10%	试验统计
	Y_C/MPa	219	10%	试验统计
	S_{12}/MPa	154	10%	试验统计
蒙皮	$N_x/(\text{N} \cdot \text{mm}^{-1})$	317	5%	设计输入
	$N_x^{cr}/(\text{N} \cdot \text{mm}^{-1})$	476	4%	有限元
	σ_1/MPa	243	10%	有限元
	σ_2/MPa	7	10%	有限元
长桁 1,4	τ_{12}/MPa	10	10%	有限元
	$N_x/(\text{N} \cdot \text{mm}^{-1})$	336	5%	设计输入
	$N_x^{cr}/(\text{N} \cdot \text{mm}^{-1})$	565	4%	有限元
	σ_1/MPa	136	10%	有限元
	σ_2/MPa	6	10%	有限元
	τ_{12}/MPa	8	10%	有限元

续表 3

部位	参数	数值	C_v	来源
长桁 2,3	$N_x/(\text{N} \cdot \text{mm}^{-1})$	336	5%	设计输入
	$N_x^{\text{cr}}/(\text{N} \cdot \text{mm}^{-1})$	476	4%	有限元
	σ_1/MPa	147	10%	有限元
	σ_2/MPa	7	10%	有限元
	τ_{12}/MPa	12	10%	有限元

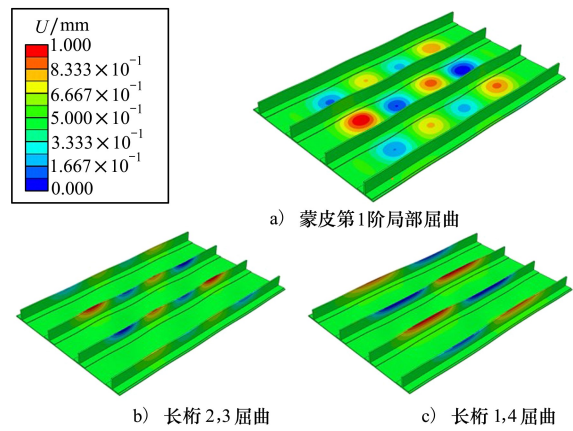


图 8 屈曲模态分析

基于 Monte Carlo 法对建立的可靠性模型进行求解,在 317 N/mm 即 258 kN 的轴压载荷下,各失效模式的失效概率和可靠度如表 4 所示。假设各失效模式相互独立,且互相为串联关系(只要有一种失效模式发生则认为结构失效),则结构的可靠度 R 方程满足(8)式。

$$R = \prod_{i=1}^n R_i = \prod_{i=1}^n (1 - P_{fi}) = 1 - \sum_{i=1}^n P_{fi} + \delta$$
$$\delta = \sum P_{fi} P_{fj} - \sum P_{fi} P_{fj} P_{fk} + \dots + (-1)^n P_{f1} P_{f2} P_{f3} \dots P_{fn}$$

(8)

当失效概率较小时,各模式失效概率之间的乘积可近似为 0,即 $\delta \approx 0$ 。因此,当各失效模式串联时,其失效概率可由(9)式计算。以 258 kN 的轴压载荷为加载条件下,加筋壁板整体失效的失效概率为 $\sum P_{fi} = 3.94 \times 10^{-8}$ 。

$$P_f = \sum_{i=1}^n P_{fi}$$

(9)

次承力结构的安全性指标要求为失效概率不应大于 10^{-7} ,可见当前结构设计安全裕度空间较大。

表 4 可靠性分析结果

失效模式	失效概率
蒙皮屈曲	1.0×10^{-8}
长桁 2,3 屈曲	1.0×10^{-8}
长桁 1,4 屈曲	$< 10^{-9}$
蒙皮基体压缩破坏	1.2×10^{-9}
蒙皮纤维压缩破坏	$< 10^{-9}$
长桁 2,3 基体压缩破坏	4.1×10^{-9}
长桁 2,3 纤维压缩破坏	$< 10^{-9}$
长桁 1,4 基体压缩破坏	$< 10^{-9}$
长桁 1,4 纤维压缩破坏	$< 10^{-9}$

2.3 可靠性分配与允许失效概率分析

可靠性分配中应当排除那些发生概率极小,认为对整体结构失效影响较小的失效模式。可靠性指标分配的整体指标为 10^{-7} ,当数量级预期相差 10^2 时,认为该失效模式发生的概率极小,可不进行可靠性分配。结合(5)式,最终整体的安全性要求和可靠性指标分解为各失效模式的允许失效概率,如图 9 所示。

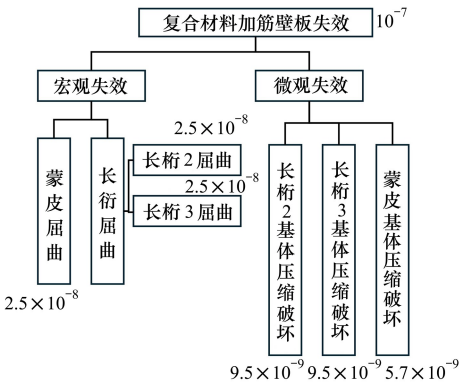


图 9 多失效模式允许失效概率

2.4 可靠性分配与允许失效概率分析

以允许失效概率作为失效条件,在边界条件和加载方式不变的条件下,将对优化设计后的结构响应代入各主要失效模式的可靠性方程中求解可靠度,在限制载荷下(317 N/mm 即 258 kN),直至其力学响应对应的失效概率刚好满足允许失效概率为止。不同失效模式的允许失效概率对应的蒙皮铺层优化建议如表 5 所示。优化后的结构设计方案对比如图 10 所示。原加筋壁板结构蒙皮铺层层数为 14,蒙皮铺层层数为 13,在材料体系不变的情况下,

实现结构整体质量减少 4%,蒙皮质量减少 7%。

表 5 允许失效概率对应结构设计方案

失效模式	P_{fi}^*	蒙皮铺层
蒙皮屈曲	2.5×10^{-8}	
长桁 2,3 屈曲	2.5×10^{-8}	[45/-45/0/90/45/-45/
蒙皮基体断裂	5.7×10^{-9}	0/-45/45/90/0/-45/45]
长桁 2,3 基体断裂	9.5×10^{-9}	

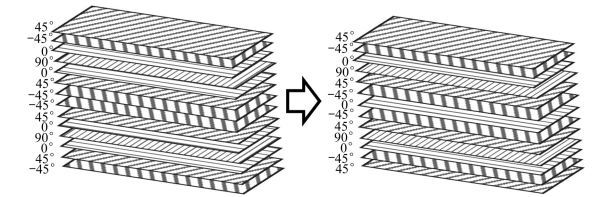


图 10 优化后的铺层设计方案

安全系数的物理意义是极限载荷和限制载荷之比。根据民用飞机偏保守的设计原则,将第 1 阶屈曲模态对应的载荷作为屈曲失效模式的破坏载荷;将使失效准则为 1 对应的载荷作为纤维、基体破坏的破坏载荷。尽管失效准则为 1 时只是损伤的起始,结构仍能继续承载,但也是结构发生不可恢复变形的起始。结构变刚度优化后,各失效模式对应的破坏载荷如表 6 所示。各失效模式对应的安全系数如表 7 所示。

表 6 各失效模式破坏载荷

失效模式	蒙皮铺层	破坏载荷/ ($N \cdot mm^{-1}$)
蒙皮屈曲		442
长桁 2,3 屈曲	[45/-45/0/90/45/-45/0/	442
蒙皮基体断裂	-45/45/90/0/-45/45]	792
长桁 2,3 基体断裂		697

表 7 各失效模式安全系数概率设计结果

失效模式	安全系数
蒙皮屈曲	1.4
长桁 2,3 屈曲	1.4
蒙皮基体断裂	2.5
长桁 2,3 基体断裂	2.2

3 分析与讨论

分析结构优化设计前后可靠性、破坏载荷、安全系数的差异可得:

1) 对其计算结果分析可知,在 1.5 ($476/317 =$

1.5)的安全系数下,并不能保证所有失效模式均满足安全性指标要求。对可靠性方程线性的失效模式(如案例中屈曲),1.5 倍的安全系数尚能将不确定性因素导致风险设置在可接受的范围内。但对基体、纤维破坏这类失效模式而言,确定性的安全系数设计方法难以保证结构的安全、可靠。

2) 安全系数越大,失效概率越小(基体断裂安全系数为 2.5 时,失效概率为 5.7×10^{-9} ;安全系数为 2.2 时,失效概率为 9.5×10^{-9})。但复合材料多失效模式并发,不同失效模式失效机理不同,确定性的安全系数显然难以适应复合材料的结构设计特点。

3) 复合材料多失效模式并发是其失效现象中最为重要的特点,也是使其失效机理复杂最重要的原因之一。在单模式的可靠性分析中,若仅分析屈曲,则其失效概率过小(小于安全性指标 10^{-7}),对结构和材料造成分析结果过于保守的问题;若仅分析纤维或基体断裂,因复合材料分散性大,可靠性方程非线性程度高等原因,在 1.5 的安全系数下,结构不满足安全性指标。单模式分析方式难以覆盖所有使结构有可能失效的因素,分析结果与实际存在差异。

4) 以允许失效概率代替安全系数直观判断安全裕度范围内可设计空间的多寡,提高材料和使用效率,在 1.5 倍的确定性安全系数下,结构的失效概率为 3.94×10^{-8} ,远小于安全性指标要求的 10^{-7} ,以允许失效概率为约束下,结构的可设计空间增加了 60% ($(10^{-7} - 3.94 \times 10^{-8}) / 10^{-7} = 0.6$)。

5) 以各失效模式破坏载荷的最小值作为总体结构的极限载荷为 442 N/mm 即 360 kN。与安全系数取 1.5 相比,破坏载荷从 476 N/mm 即 387 kN 变为 442 N/mm 即 360 kN,载荷相差 7%,安全系数由 1.5 降为了 1.4,结构优化设计后复合材料加筋壁板的蒙皮铺层由 14 层变为 13 层,在材料体系不变的情况下,为减轻蒙皮质量提供了 7% 的支持。442 N/mm 即 360 kN 为各失效模式破坏载荷中的最小值,因此以 360 kN 为结构最终的极限载荷,总能保证结构总体失效概率满足安全性指标要求。

4 结 论

本文提出了一种基于多失效模式协同可靠性分析的安全系数概率设计法,探究了安全性、结构风险等级和安全系数之间的关联机制,以复合材料加筋

壁板的安全系数概率设计为应用案例,验证了所提出方法的有效性。主要结论如下:

- 1) 基于多模式协同的可靠性分析与迭代设计方法,提出了安全性指标、允许失效概率与安全系数的转换理念,将材料、设计和结构不确定性量化引入 SFD 中探索出了 SFPD 法,实现了安全性、可设计性和经济性之间的指标权衡。
- 2) 采用复合材料加筋壁板验证了所研究方法的工程适用性,以安全性指标 10^{-7} 代替确定性安全

系数 1.5,使结构的可设计空间提高了 60%,实现了复合材料加筋壁板安全系数由 1.5 向 1.4 的转变,并且在保证结构安全裕度的基础上减轻结构质量 4%,减轻蒙皮质量 7%。

3) 所提的 SFPD 法可为材料、载荷、结构、性能等多因素不确定性引入下的安全系数精细化设计提供新的思路和方法,为民用飞机的结构设计、风险评估和适航验证提供支持。

参考文献:

[1] 程小全, 张纪奎, 郦正能. 飞机结构设计中载荷安全系数的工程意义[J]. 力学与实践, 2021, 43(4): 599-602
CHENG Xiaoquan, ZHANG Jikui, LI Zhengneng. Engineering implication of load safety factor in aircraft structure design[J]. Mechanics in Engineering, 2021, 43(4): 599-602 (in Chinese)

[2] 龚煜廉, 张建国, 吴志刚, 等. 主动学习基自适应 PC-Kriging 模型的复合材料结构可靠度算法[J]. 航空学报, 2024, 45(8): 228982
GONG Yulian, ZHANG Jianguo, WU Zhigang, et al. Reliability algorithm of composite structure based on active learning basis-adaptive PC-Kriging model[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2024, 45(8): 228982 (in Chinese)

[3] 赵天, 李营, 张超, 等. 高性能航空复合材料结构的关键力学问题研究进展[J]. 航空学报, 2022, 43(6): 526851
ZHAO Tian, LI Ying, ZHANG Chao, et al. R Fundamental mechanical problems in high-performance aerospace composite structures: state-of-art review[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(6): 526851 (in Chinese)

[4] KESARWANI S, VERMA R, JAYSWAL S, et al. Investigation of physiochemical and mechanical properties of reduced graphene oxide(rGO) modified carbon fiber polymer composites[J]. The Journal of the Textile Institute, 2023, 115(2): 188-200

[5] GU X, ZHANG X, QIU B, et al. Superior interlayer and compression properties of CFRPs due to inter-fiber "bridges" built by functionalized micro-nano scale graphene oxide synergistically[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2023, 173: 107689

[6] XU Y, GAO Y, WU C, et al. On design of carbon fiber reinforced plastic(CFRP) laminated structure with different failure criteria[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2021, 196: 106251

[7] GU J F, LI K, SU L. A continuum damage model for intralaminar progressive failure analysis of CFRP laminates based on the modified puck's theory[J]. Materials, 2019, 12(20): 3292

[8] 李星, 关志东, 刘璐, 等. 复合材料跨尺度失效准则及其损伤演化[J]. 复合材料学报, 2013, 30(2): 152-158
LI Xing, GUAN Zhidong, LIU Lu, et al. Composite multiscale failure criteria and damage evolution[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2013, 30(2): 152-158 (in Chinese)

[9] LI Z B, GAO Y, WANG Y, et al. Failure mechanisms and acoustic emission pattern recognition of all-CFRP cylindrical honeycomb sandwich shell under three-point bending[J]. Composites Science and Technology, 2023, 237: 110003

[10] 李蓝天, 赵恂. 复合材料加筋板多失效模式可靠性分析[J]. 湖南科技大学学报, 2017, 32(2): 52-57
LI Lantian, ZHAO Xun. Reliability analysis of stiffened composite plates with multiple failure modes[J]. Journal of Hunan University of Science and Technology, 2017, 32(2): 52-57 (in Chinese)

[11] WANG A, XU G, LIU X. Effect of polyurea coating on low-velocity impact properties of unidirectional carbon fiber-reinforced polymer composites plates[J]. Structures, 2024, 61: 106090

[12] 李峰忠, 金士杰, 张新垚, 等. 低速冲击下复合材料层合板损伤预测模型评估[J]. 复合材料学报, 2024, 42: 1-14
LI Fengzhong, JIN Shijie, ZHANG Xinyao, et al. Assessment of damage prediction models for composite laminates under low-velocity impact[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2024, 42: 1-14 (in Chinese)

[13] 穆朋刚, 李斌潮, 王珺, 等. 液体火箭发动机工程研制中的结构强度研究进展[J]. 航空学报, 2024, 45(11): 529065
MU Penggang, LI Binchao, WANG Jun, et al. Research progress on structural strength of liquid rocket engine during engineer-

- ing development phase[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2024, 45(11): 529065 (in Chinese)
- [14] Federal Aviation Administration. Airworthiness standards; transport category airplanes 14CFR part25.303[EB/OL]. (1964-12-24)[2024-06-08]. <https://standards.globalspec.com/std/10005769/14-cfr-part-25>
- [15] European Aviation Safety Agency. Certification specification and acceptable means of compliance for large aeroplanes; CS-25[EB/OL]. (2000-01-10)[2024-06-08]. <https://www.easa.europa.eu/en/document-library/easy-access-rules/easy-access-rules-large-aeroplanes-cs-25>
- [16] 中国民用航空局. 中国民用航空规章第25部运输类飞机适航标准[S]. CCAR-25-R4, 2001
Civil Aviation Administration of China. Part 25 of the civil aviation regulations of china; airworthiness standards for transportation aircraft[S]. CCAR-25-R4, 2001 (in Chinese)
- [17] 谭永刚. 运输类飞机结构设计安全系数的探讨[J]. 民用飞机设计与研究, 2014(3): 35-38
TAN Yonggang. Discussion on the safety factor of the structure design for transport aircraft[J]. *Civil Aircraft Design and Research*, 2014(3): 35-38 (in Chinese)
- [18] 王春寿, 张冠彪, 刘衰财, 等. 复合材料结构设计许用值试验数据处理方法[J]. 科学技术与工程, 2018, 18(19): 127-135
WANG Chunshou, ZHANG Guanbiao, LIU Shuaicai, et al. Test data processing methods for design allowable value of composite structures[J]. *Science Technology and Engineering*, 2018, 18(19): 127-135 (in Chinese)
- [19] 汪梓迅, 矫维成, 赫晓东. 复合材料B基准值计算方法研究进展[J]. 复合材料学报, 2021, 38(6): 1669-1677
WANG Zixun, JIAO Weicheng, HE Xiaodong. Research progress in calculation method of composite material's B basis[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2021, 38(6): 1669-1677 (in Chinese)
- [20] 黄鹏, 尹益辉, 莫军. 楔环连接结构两种有限元优化设计方案研究[J]. 机械工程学报, 2006, 42(8): 205-209
HUANG Peng, YIN Yihui, MO Jun. Two optimization designs research of wedged-ring joint structure based on fem[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2006, 42(8): 205-209 (in Chinese)
- [21] XIE Z Q, YAN W M, SONG L L, et al. Experimental investigation of cold-formed steel shear walls with self-piercing riveted connections[J]. *Thin-Walled Structures*, 2018, 131: 1-15
- [22] TAFSIROJJAMAN T, MIRI A, NOOR S, et al. Structural performance of CFRP strengthened SHS beam-column connections subjected to monotonic loading: a numerical simulation[J]. *Structures*, 2024, 61: 106030
- [23] GAI D, YU S J, XU H. Dynamic load characteristics and performance degradation of CFRP wing-body connection lugs under elevated temperature wet conditions[EB/OL]. (2024-06-10)[2024-12-08]. <https://sage.cnperereading.com/paragraph/article/doi=10.1177/07316844241275159>
- [24] 冯蕴雯, 唐家强, 冯成慧, 等. 基于载荷共享理论的多传力路径耳片可靠性研究[J]. 航空学报, 2023, 44(20): 258-269
FENG Yunwen, TANG Jiaqiang, FENG Chenghui, et al. Reliability study of multiple load path lug based on load-sharing theory[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2023, 44(20): 258-269 (in Chinese)
- [25] 冯蕴雯, 张家乐, 薛小锋, 等. 铝钛复合耳片结构设计及可靠性分析[J]. 西北工业大学学报, 2021, 39(1): 1-8
FENG Yunwen, ZHANG Jiale, XUE Xiaofeng, et al. Structure design and reliability analysis of Al-Ti lugs[J]. *Journal of North-western Polytechnical University*, 2021, 39(1): 1-8 (in Chinese)
- [26] 马大卫. 民用飞机耳片结构参数化设计方法研究[J]. 航空工程进展, 2022, 13(2): 122-128
MA Dawei. Research on the parameterization design of the lug structure for civil airplane[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2022, 13(2): 122-128 (in Chinese)
- [27] 谢春稳, 张玮, 周新铭, 等. 飞机液压缓冲瓶应力分析及优化设计[J]. 液压与气动, 2016(2): 112-115
XIE Chunwen, ZHANG Wei, ZHOU Xinming, et al. Stress analysis and optimization design of aircraft hydraulic buffer bottle[J]. *Hydraulics and Pneumatics*, 2016(2): 112-115 (in Chinese)
- [28] 欧阳吕伟, 黄进浩, 李艳青. 水下工程耐压结构安全系数可靠性计算[J]. 中国造船, 2011, 52(3): 149-156
OUYANG Lüwei, HUANG Jinhao, LI Yanqing. Safety coefficient reliability calculation for underwater engineering pressure structures[J]. *Ship Building of China*, 2011, 52(3): 149-156 (in Chinese)
- [29] 王磊, 刘文珽. 基于容许安全系数的飞机结构静强度可靠性设计[J]. 机械强度, 2009, 31(3): 487-490
WANG Lei, LIU Wenting. Static strength reliability design of aircraft structures based on allowable safety factor[J]. *Mechanical Strength*, 2009, 31(3): 487-490 (in Chinese)

[30] 安喜平, 王志, 齐向阳, 等. 飞机牵引车车架的改进设计与有限元分析[J]. 起重运输机械, 2018, 9: 120-123
AN Xiping, WANG Zhi, QI Xiangyang, et al. Improved design and finite element analysis of aircraft tractor frame[J]. Lifting and Transportation Machinery, 2018, 9: 120-123 (in Chinese)

[31] 罗琳胤. 机翼机身对接接头设计分析[D]. 西安: 西北工业大学, 2001
LUO Linyin. Design analysis of wing fuselage butt joint[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2001 (in Chinese)

[32] Department of Defense. Aircraft structure, general specification: JSSG-2006[EB/OL]. (1998-10-30)[2019-07-212]. <https://publishers.standardstech.com/stgnet>

Safety factor probabilistic design of composite structures based on reliability

FENG Yunwen^{1,2}, SONG Zhicen^{1,2}, CHEN Hongzhi³, CHEN Xianmin⁴,
XUE Xiaofeng^{1,2}, HU Hao^{1,2}

1.School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
2.National Key Laboratory of Strength and Structural Integrity, Xi'an 710072, China;
3.93147 Unit, People's Liberation Army of China, Deyang 618000, China;
4.National Key Laboratory of Strength and Structural Integrity, Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China

Abstract: Deterministic safety factor design is difficult to adapt to the characteristics of composite structures with many uncertainty factors and concurrent multiple failure modes, and the design results cannot quantitatively describe the level of risk. In this paper, based on the synergistic reliability analysis of multiple failure modes and the introduction of uncertainty variables such as material, design, load, and so on, the safety factor probabilistic Design(SFPD) method is proposed, in which taking the structural risk level as a constraint, the allowable failure probability is converted into a safety factor to break the correlation barriers between the safety index, safety factor, and structural design. First, the main failure modes of composite structures are considered to decompose the safety indexes, and the allowable failure probability is assigned to each failure mode; second, the reliability model of composite structures is constructed with the allowable failure probability as a constraint, combining the macro-and fine-specular failure criterion, and the ultimate load is inverted through structural optimization, to make the structure safety coefficient lower and reduce the weight of the structure under the condition of meeting the safety indexes; and finally taking the typical wall plate structure of civil aircraft as the case verification object, the weight reduction of 7% for the skin and 4% for the whole structure is realized under the premise of ensuring the structural safety, and the reasonableness and feasibility of the safety coefficient reduction from 1.5 to 1.4 are verified.

Keywords: aircraft structural design; safety coefficient; composites; multiple-mode reliability; optimization

引用格式:冯蕴雯, 宋祉岑, 陈宏志, 等. 基于可靠性的复材结构安全系数概率设计法[J]. 西北工业大学学报, 2025, 43(5): 916-925
FENG Yunwen, SONG Zhicen, CHEN Hongzhi, et al. Safety factor probabilistic design of composite structures based on reliability[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2025, 43(5): 916-925 (in Chinese)