

基于准则法的飞机薄壁结构可靠性优化设计

刘钢, 王立凯, 段世慧, 孙侠生

(中航工业飞机强度研究所, 西安 710065)

摘要: 针对传统的安全因数法考虑载荷和强度不确定性因素对飞机安全性的影响太笼统, 无法从根本上减轻飞机结构质量的问题, 提出一种飞机结构可靠性优化设计方法. 根据应力-强度干涉模型计算结构单元的可靠度, 建立以单元满可靠度为准则的优化模型, 实现包含可靠性约束的结构尺寸优化. 该功能已经加入到 COMPASS 中. 算例结果表明该方法能够减轻结构质量, 改善结构可靠度. 该方法为开展飞机结构不确定性设计提供技术手段.

关键词: 飞机; 薄壁结构; 准则法; 可靠性; 优化设计; 关键元; COMPASS

中图分类号: V214.19

文献标志码: B

Optimization design for aircraft thin-wall structure reliability based on criterion method

LIU Gang, WANG Likai, DUAN Shihui, SUN Xiasheng

(AVIC Aircraft Strength Research Institute, Xi'an 710065, China)

Abstract: As to the problem that the structure mass can not be lightened fundamentally by traditional safety factor method that considers the safety influence caused by load and intensity nondeterminacy factor too indistinctly, a reliability optimization design method for aircraft structure is proposed. According to the stress-intensity interference model, the structure unit reliability is calculated, then a optimization model is built taking unit full-reliability as criterion and the structure size optimization including reliability restriction is realized. The function is added into COMPASS. The calculation case results show that the method can lighten structure mass and improve structure reliability. The method can provide technique means on aircraft structural uncertainty design.

Key words: aircraft; thin-wall structure; criterion method; reliability; optimization design; key element; COMPASS

0 引言

随着轻质材料的大量应用, 飞机结构的质量越来越轻、性能越来越好. 例如, 欧美两大飞机制造商空客和波音公司最新研制的 A350 和 B787 客机, 复合材料的使用量已达到甚至超过 50%, 新型金属合

金材料也占有较高的比例. 轻质材料的大量使用虽然能大幅减轻结构质量, 但并不能从根本上解决结构质量突出的问题, 主要原因在于当前飞机结构设计仍沿用确定性设计思想即安全因数法, 该方法比较保守, 笼统考虑载荷和强度不确定性因素对安全性的影响.^[1]为解决传统设计存在的不足, 飞行器

收稿日期: 2012-07-28 修回日期: 2012-10-27

基金项目: 中航工业集团公司航空支撑项目(61901050202)

作者简介: 刘钢(1977—), 男, 江西景德镇人, 高级工程师, 硕士, 研究方向为结构优化, (E-mail) liug623@yahoo.com.cn

设计尝试开展可靠性设计。^[2]在现有工程结构优化的基础上,本文提出一种可行的结构可靠性优化设计方法,并以结构优化设计系统 COMPASS 为平台,研究考虑可靠性约束的结构优化设计。目前,该方法主要针对飞机薄壁结构,其他结构需展开相应研究,包括失效分析和可靠性分析等。

1 优化设计现状

结构优化设计将力学概念和优化技术有机结合,根据工程结构设计要求,利用数学手段找出满足要求的可行解甚至最优方案。实践证明,结构优化设计能缩短设计周期,提高设计质量和水平,经济效益和社会效益显著。从优化基础看,结构优化包括确定性优化和不确定性优化。传统优化属于确定性优化范畴,蔡新等^[3]系统阐述和介绍工程结构优化设计基本理论和工程应用;李为吉等^[4]比较全面地总结飞机结构优化设计方法和技术现状;何水清等^[5]全面阐述结构可靠性原理、分析方法和设计过程等。不

确定性优化的一个重要研究方向是可靠性优化设计。^[6-8]传统的飞机结构优化设计主要有准则法和数学规划法两类。数学规划法主要用于寻找全局最优解,但敏度分析花费时间较长,特别是在处理大量应力应变约束方面非常困难,因此很少用于飞机结构强度优化。准则法物理概念比较清晰,虽然得到的不是最优解,但求解速度比较快,是工程中解决飞机结构强度优化的常用方法。

满应力法是结构强度优化准则法中非常有代表性的方法之一,已成为 COMPASS 处理工程优化问题的重要手段。^[9]满应力设计虽然减轻结构质量,但是降低结构安全裕度,增加结构发生破坏的概率。采用输电塔结构对目前满应力法存在的问题进行说明,优化后单元安全裕度见表 1(数据来自于 COMPASS 算例手册),可知,经过优化后 2,3,4,5,6,9,18 和 21 号杆元的安全裕度已经非常低,有的已经是负值,说明这些杆元的静强度已经不够,发生破坏的概率明显增大,结构可靠度显著降低。

表 1 优化后单元安全裕度

Tab. 1 Unit safety margins after optimization

杆号	1	2	3	4	5	6	7	8	9
安全裕度	0.700	0.030	0.003	0.003	0.030	-0.001	0.350	0.350	-0.001
杆号	10	11	12	13	14	15	16	17	18
安全裕度	3.090	3.090	5.660	5.660	4.610	1.270	1.270	4.610	-0.001
杆号	19	20	21	22	23	24	25		
安全裕度	0.280	0.280	-0.001	39.730	2.950	39.730	2.950		

因此,本文主要针对结构强度的可靠性进行优化,建立一种结构可靠性优化的准则,用于工程中兼顾质量和可靠性的结构优化设计。

2 结构可靠性分析

为能定量分析结构可靠性,同时避免宋笔锋等^[10]归纳的主失效模式分析计算量巨大的问题,在将结构可靠性引入飞机结构初步设计阶段时,主要开展结构单元可靠性分析。载荷和强度是开展结构设计的关键依据,是决定结构布局和细节尺寸的重要条件。根据大量的飞行和材料试验数据,载荷和强度一般服从正态分布。因此,在进行飞机结构可靠性分析研究过程中,只考虑载荷和强度的随机性,暂不考虑结构尺寸和弹性模量等因素的随机性。

单元可靠度计算公式为

$$R = \Phi\left(\frac{\mu_s - \mu_L}{\sqrt{\sigma_s^2 + \sigma_L^2}}\right) \quad (1)$$

式中: μ_L 和 σ_L 分别为工作应力的均值和标准差,可

通过确定性有限元分析计算得到; μ_s 和 σ_s 分别为许用应力的均值和标准差,可查材料手册或由用户提供。

令

$$\beta = \frac{\mu_s - \mu_L}{\sqrt{\sigma_s^2 + \sigma_L^2}} \quad (2)$$

式中: β 为可靠度指标。查标准正态分布表,可得到单元的可靠度大小。

式(2)是可靠度指标一般表达式,根据单元类型不同,工作应力(应变)和许用应力(应变)会有不同的组合形式。因此,在整个研究过程中,主要按照 COMPASS 关于金属与复合材料单元工作应力(应变)和许用应力(应变)的确定方式,推导单元可靠度计算公式,这部分内容过于具体,在此不再详述。

3 结构可靠性优化

为有效改善结构单元的可靠性,提出一种结构可靠性优化设计的最优准则法——单元满可靠度准

则法. 在多种载荷工况作用下,若各单元最小可靠度 R 达到或者接近可靠度规定值 \bar{R} , 视为结构最优解, 即质量最轻且可靠度最好. 用建立的单元满可靠度优化公式

$$A_i^{(k+1)} = \frac{\bar{R}}{R} \cdot A_i^{(k)}$$

(3)

替换原表达式

$$A_i^{(k+1)} = \frac{[R]}{R} A_i^{(k)}$$

(4)

由于可靠度是介于 0 与 1 之间的数,为避免很小的数进行数学运算会引起优化结果难以收敛,在实际实施过程中最优准则采用可靠度指标表示,即用 $\beta \geq \bar{\beta}$, 替换原表达式 $\beta \geq [\beta]$. 由此,建立结构可靠性优化设计的迭代公式

$$\begin{cases} A_i^{(k+1)} = \xi_i^{(k)\lambda} A_i^{(k)} \\ \xi_i = \max_p(\xi_i^{(p)}) \\ \xi_i^{(p)} = \left(\frac{\bar{\beta}_i}{\beta_{i\text{工作}}}\right)^{(p)} \end{cases}$$

(5)

式中: $A_i^{(k)}$ 和 $A_i^{(k+1)}$ 分别为 k 和 $k+1$ 次设计变量; ξ_i 为第 i 个“关键元”的可靠度指标最大值; λ 为迭代松弛系数; p 为载荷工况; $\beta_{i\text{工作}}$ 为设计区单元的可靠度指标; $\bar{\beta}_i$ 为设计区单元可靠度指标规定值.

为保证整个迭代过程收敛,建立收敛准则

$$\left| \frac{W^{k+1} - W^k}{W^k} \right| \leq \varepsilon$$

(6)

式中: W^k 和 W^{k+1} 分别为 k 和 $k+1$ 次的结构质量; ε 为正的小数.

为减少设计变量的数目,将结构分成若干个设

计区,每个设计区包含若干单元,这些单元具有相同属性(材料和尺寸),优化过程中调整单元的尺寸如面积和厚度. 优化中采用“关键元”方法调整单元尺寸. 结构可靠性优化中的“关键元”为设计区内可靠度最小的单元,因此重点提高“关键元”的可靠度水平,可以使得整个设计区具有满意的可靠度. 由于实际结构往往承受多种载荷,为减少所有载荷工况下发生失效的概率,优化过程取所有工况可靠度比的最大值进行迭代.

以 COMPASS 为平台进行飞机结构可靠性优化设计软件开发,用于飞机结构可靠性分析和优化设计,优化设计流程见图 1.

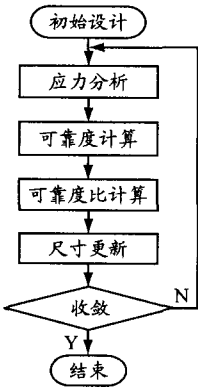


图 1 结构可靠性优化设计流程
Fig. 1 Process for structure reliability optimization design

4 25 杆优化结果对比

假定载荷和强度服从正态分布,变异因数分别为 0.05 和 0.10,分析满应力优化前、后杆的可靠性,每根杆最严重受载情况下的可靠度指标见表 2.

表 2 优化前、后每根杆最严重受载情况下的可靠度指标
Tab. 2 Reliability indices of every bar under the most serious loads before and after optimization

杆号	1	2	3	4	5	6	7	8	9
优化前	9.71	6.63	6.10	6.10	6.63	5.18	6.13	6.13	5.18
优化后	3.96	0.29	0.03	0.03	0.29	-0.01	2.41	2.41	-0.01
杆号	10	11	12	13	14	15	16	17	18
优化前	9.90	9.90	9.97	9.97	9.95	9.48	9.48	9.95	7.13
优化后	7.50	7.50	8.48	8.48	8.19	5.46	5.46	8.19	0.0
杆号	19	20	21	22	23	24	25		
优化前	7.66	7.66	7.13	9.94	9.10	9.94	9.10		
优化后	2.04	2.04	0	9.75	7.41	9.75	7.41		

由表 2 可知,结构质量偏重使得单元可靠度非常高,结构初始设计显得很保守,经过多轮迭代后,结构质量虽大大减轻,但由于工作应力接近许用应力,导致大部分单元可靠度大幅下降、失效概率显著

增加. 通过以上分析不难得出,满应力准则法在减轻结构质量方面可发挥重要作用,但是由于其与可靠性存在一定矛盾,按照满应力优化出的结构往往可靠度非常差,结构质量的降低是以牺牲可靠度为代

价的. 因此, 在结构优化设计过程中, 结构质量的减轻应以结构具有足够高的可靠度为基础.

取杆的可靠度为 99.9%, 可靠度指标为 3.09, 对 25 杆输电塔进行可靠性优化设计, 结构质量变化对比见图 2.

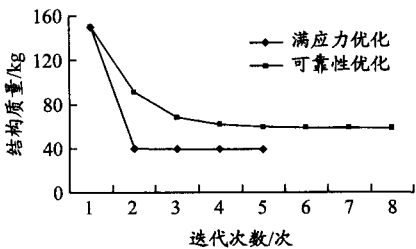


图 2 结构质量变化对比

Fig. 2 Comparison of structure mass changes

5 机翼盒段可靠性优化设计

机翼盒段模型包含 28 个节点和 63 个单元, 上、下蒙皮为复合材料层压板 (铺层为 0°, 45°, -45° 和 90°), 其余为金属结构, 模型见图 3.

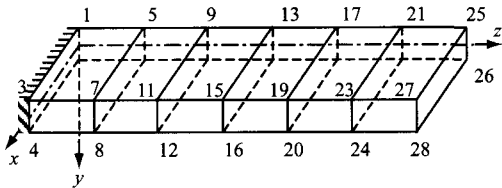


图 3 复合材料机翼盒段模型

Fig. 3 Model of composite material wing box sections

在 25, 26, 27 和 28 这 4 个节点处施加垂直于板

平面的力, 分别有纯弯和弯扭 2 种载荷工况. 设计变量 27 个: 蒙皮 12 个、腹板 9 个、杆元 6 个. 优化过程中共选取关键元 27 个: 蒙皮 6 个 (母元编号为 1 ~ 6)、腹板 9 个 (编号为 7 ~ 15)、杆元 12 个 (编号为 16 ~ 27).

假定载荷和应力许用值服从正态分布, 变异因数分别为 0.05 和 0.10, 可靠度指标许用值为 3.09, 即单元的可靠度为 99.9%, 对该机翼盒段结构进行可靠性优化设计. 由于该结构承受的载荷工况 2 是弯扭联合作用, 结构内部板和杆应力和应变情况较工况 1 严重, 使得关键元的可靠度指标较低, 因此在进行可靠性优化设计时主要调整工况 2 下的结构设计区尺寸.

经过 7 次迭代后优化收敛, 优化前、后关键元可靠度指标和厚度变化结果见表 3 ~ 5, 机翼盒段质量优化过程见图 4. 由图 4 可知, 结构质量从 153.64 kg 下降到 145.14 kg, 结构质量减轻 8.5 kg, 即降低 5.5%.

表 3 优化前、后蒙皮关键元结果

Tab. 3 Key unit results of skins before and after optimization

序号	1	2	3	4	5	6
优化前指标	3.65	3.65	4.52	4.52	6.61	6.61
优化后指标	3.10	3.10	4.03	4.03	5.07	5.07
优化前厚度/cm	0.528	0.528	0.316	0.316	0.105	0.105
优化后厚度/cm	0.400	0.400	0.200	0.200	0.040	0.040

表 4 优化前、后腹板关键元结果

Tab. 4 Key unit results of webs before and after optimization

序号	7	8	9	10	11	12	13	14	15
优化前指标	1.46	1.39	1.50	0.60	0.66	0.56	9.86	9.79	9.24
优化后指标	3.09	3.09	3.09	3.09	3.09	3.09	9.41	9.12	8.68
优化前厚度/cm	0.203	0.203	0.203	0.203	0.203	0.203	0.102	0.102	0.102
优化后厚度/cm	0.250	0.260	0.250	0.280	0.280	0.280	0.050	0.050	0.050

表 5 优化前、后缘条关键元结果

Tab. 5 Key unit results of stringers before and after optimization

序号	16	17	18	19	20	21
优化前指标	1.39	1.39	2.53	2.53	5.38	5.38
优化后指标	0.70	0.70	1.90	1.90	3.39	3.39
优化前厚度/cm	12.9	12.9	12.9	12.9	12.9	12.9
优化后厚度/cm	15.0	15.0	15.0	15.0	10.0	10.0
序号	22	23	24	25	26	27
优化前指标	1.36	1.36	2.49	2.49	5.26	5.26
优化后指标	0.63	0.63	1.82	1.82	3.09	3.09
优化前面积/cm ²	12.9	12.9	12.9	12.9	12.9	12.9
优化后面积/cm ²	15.0	15.0	15.0	15.0	10.0	10.0

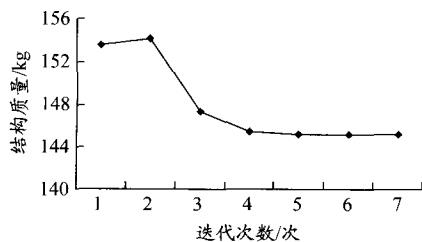


图4 机翼盒段质量优化过程

Fig. 4 Mass optimization of wing box sections

表3~5中,1~6号关键元为蒙皮,优化前厚度较厚,可靠度指标均超过可靠度指标要求值3.09,优化后蒙皮厚度均退至设计变量下限,但可靠度指标仍大于要求值;7~12号关键元代表梁腹板,优化前厚度较薄,可靠度指标较低,未达到可靠度指标要求值,优化后梁腹板厚度略有增加,可靠度指标要求得到满足;13~15号关键元属于肋腹板,本身应力水平很低,所以可靠度指标非常高,优化后厚度均退至下限;16~27号关键元代表梁突缘,承担外载荷引起的弯矩,随着优化迭代的不断进行,由于蒙皮厚度不断减薄,突缘承担的弯矩不断增大,造成在应

力水平和尺寸不断增加的情况,突缘可靠度指标总体下降,优化结束时靠近梢部突缘的可靠度指标恰好达到要求值,而靠近根部的突缘可靠度指标与要求值偏离较大。因此,为降低梁突缘的应力水平、提高可靠性,可以为梁突缘选择模量较高的材料,或者将蒙皮换成可承受弯矩的复合材料壳元。

6 结 论

(1)与满应力方法相比,本文提出的可靠度准则法克服传统方法优化结果可靠性较差的问题,能很好地平衡结构质量与结构可靠性之间的关系。

(2)与复杂的系统可靠性分析相比,单元可靠度分析虽然不能计算结构可靠度,但与现有飞机结构优化处理做法比较贴近,求解效率显著提高,非常适于在飞机结构初步设计阶段进行考虑强度可靠性约束的结构优化设计。

(3)本文提出的可靠性优化方法非常实用,对推动飞机结构可靠性设计具有重要的工程意义,但如何解决好型号应用问题,应根据设计要求研究制定合理的结构可靠度指标分配。

参考文献:

- [1] 王向阳,陈建桥,魏俊红. 复合材料层合板的可靠性和优化问题的研究进展[J]. 力学进展, 2005, 35(4): 541-548.
WANG Xiangyang, CHEN Jianqiao, WEI Junhong. Advances in the reliability-based optimization study for laminated composites[J]. Adv Mech, 2005, 35(4): 541-548.
- [2] 陈孝添. 在型号设计中应用结构可靠性设计方法[J]. 强度与环境, 2003, 30(2): 43-48.
CHEN Xiaotian. Applying the design of structural reliability to structure engineering[J]. Struct & Environ Eng, 2003, 30(2): 43-48.
- [3] 蔡新,郭兴文,张旭明. 工程结构优化设计[M]. 北京:中国水利水电出版社, 2003.
- [4] 李为吉,宋笔锋,孙侠生,等. 飞行器结构优化设计[M]. 北京:国防工业出版社, 2005.
- [5] 何水清,王善. 结构可靠性分析与设计[M]. 国防工业出版社, 1993.
- [6] 李文勇,李泉永. 具有可靠性约束的桁架结构优化设计[J]. 机械设计, 2001(6): 29-32.
LI Wenyong, LI Quanyong. Optimization design of truss structure with reliability constraints[J]. Machine Des, 2001(6): 29-32.
- [7] 陈建军,王芳林,费小立,等. 多工况下杆系结构的概率优化设计[J]. 工程力学, 2001, 18(2): 113-119.
CHEN Jianjun, WANG Fanglin, FEI Xiaoli, et al. Probability optimization of frameworks under various loads[J]. Eng Mech, 2001, 18(2): 113-119.
- [8] DUFFY S F, HU J, HOPKINS D A. An overview of engineering concepts and current design algorithms for probabilistic structural analysis[R]. NASA-TM-111139, Cleveland: Glenn Research Center, 1995.
- [9] 段世慧,孙宪学,黄琦,等. 一种考虑拉弯耦合的复合材料层板的优化设计方法[J]. 计算力学学报, 2002, 19(3): 349-352.
DUAN Shihui, SUN Xianxue, HUANG Qi, et al. An optimum design method for composite laminates considering coupling effect between bending and tension[J]. Chin J Comput Mech, 2002, 19(3): 349-352.
- [10] 宋笔锋,李为吉,吉国明,等. 大型结构可靠性优化设计的大系统方法[J]. 力学进展, 2000, 30(1): 29-36.
SONG Bifeng, LI Weiji, JI Guoming, et al. Large system method of reliability optimization and design of large type structure [J]. Adv Mech, 2000, 30(1): 29-36.

(编辑 于杰)