

基于 Patran/Nastran 和 Hypersizer 的复合材料后机身加筋结构 形式选择分析

Research Stiffened Structure Configuration of Laminated Composite Fuselage Based on Patran/Nastran and Hypersizer

卢秉贺¹ 李 萍¹ 张军伟² / Lu Binghe¹ Li Ping¹ Zhang Junwei²

(1. 上海飞机设计研究院, 上海 200232; 2. 北京世纪坐标科技有限公司, 北京 100101)

(1. Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 200232, China;

2. Beijing Century Coordinate Technology Inc., Beijing 100101, China)

摘 要:

针对复合材料后机身加筋壁板构型选择问题,采用有限元前后置处理软件 Patran 建立有限元模型,使用有限元分析软件 Nastran 进行初步分析,利用复合材料结构分析与优化软件 Hypersizer 进行结构形式的优化计算分析,优选出后机身壁板最佳结构形式。通过计算分析,得出有意义的工程经验。

关键词:复合材料后机身;加筋结构形式;优化分析;Patran/Nastran;Hypersizer

[Abstract] Mainly solves the problem about choice of stiffened structure configuration of laminated composite fuselage. In this paper, the finite element model of the structure was modeled in Patran and analyzed preliminarily by Nastran to get the element force. Then the finite element model is imported into Hypersizer to calculate and optimize, then the optimal stiffened structure type of laminated composite fuselage is attained. The research of modeling, analysis and optimization has practicable engineering value.

[Key words] Composite Fuselage; Stiffened Structure Type; Optimization; Patran/Nastran; Hypersizer

0 引言

后机身是飞机后部承载和装载的主体结构,是平尾和垂尾连接固定的基础,其结构形式和传载十分复杂^[1]。后机身结构中最大的结构单元是蒙皮与桁条,他们也是受力最严重的构件,承受着机身弯曲、扭转、剪切等主要载荷的作用。因此,结构形式的选择和参数的设置应与各相连部件的载荷传递相协调,选择合理的后机身结构形式有利于传递载荷与减轻重量。

复合材料因其具有较高的比强度、比刚度及耐疲劳、耐腐蚀和可设计性等优点而成为提高结构效率及提升飞机市场竞争力的重要选择,飞机的复合材料使用量已成为衡量其先进与否的重要标志之一。

出于安全性与经济性的考虑,当今世界的民用飞机后机身多采用复合材料结构。但是复合材料为各向异性材料,单层板的性能与材料性能和材料主方向有关,层压板的性能与复合材料的铺层比例、铺层数目、铺层顺序、铺层总厚度等密切相关,合理的复合材料铺层设计将带来良好的减重效果和较高的结构效率,否则会适得其反。因而,复合材料的后机身加筋壁板结构形式的选择比金属结构更复杂,需要考虑的因素更多^[2-5]。

本文针对典型民用飞机的复合材料后机身,采用有限元前后置分析处理软件 Patran/Nastran 建立有限元模型并进行初步分析,利用复合材料结构分析与优化软件 Hypersizer 进行结构形式优化分析,优选出后机身壁板最佳结构形式。

1 优化原理

本文采用 Patran/Nastran 与 Hypersizer 的交互设计、对后机身结构的构型进行优化分析。首先,采用 Patran/Nastran 建立有限元分析模型,计算得到载荷的大小与分布;然后,将有限元模型和计算结果导入 Hypersizer 中,利用软件的构型模块建立多种结构形式,并赋予不同的结构尺寸和复合材料铺层,形成结构形式数据集;接着,对每一个带有不同尺寸和铺层的结构形式,进行刚度、强度和稳定性等各种失效模式分析校核,并统计其重量以及失效模式的最小安全裕度值,将满足刚度、强度和稳定性要求的结构形式按重量大小排序,最轻的就是最优的结构形式,其尺寸和铺层就是当前载荷下最优的结构尺寸和复合材料铺层。由于有限元模型的单元属性被修改,因此整体结构的刚度需重新分布,重新计算获得新的单元力,并进行下一轮的结构优化,直至重量优化曲线收敛为止。计算流程见图 1。

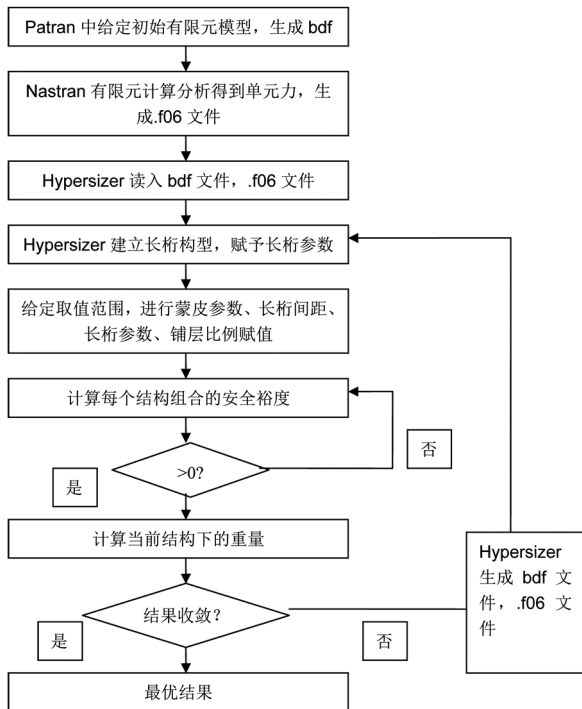


图 1 计算流程

1.1 目标函数

结构最优形式是指在承受相同载荷的情况下,满足刚度、强度、稳定性等约束准则,并使重量最轻^[6-8],其数学表达形式为:

$$\min(F) = \min\left(\sum_{i=1}^n F_i\right) \quad (1)$$

其中, F_i 是第 i 区域的结构重量。

1.2 约束条件

(1) Hoffman 准则

$$\frac{\sigma_1^2}{X_t X_c} - \frac{\sigma_1 \sigma_2}{X_t X_c} + \frac{\sigma_2^2}{Y_t Y_c} + \frac{X_c - X_t}{X_t X_c} \sigma_1 + \frac{Y_c - Y_t}{Y_t Y_c} \sigma_2 + \frac{\tau_{12}^2}{S^2} = 1 \quad (2)$$

其中, X_t 为纵向拉伸强度;

X_c 为纵向压缩强度;

Y_t 为横向拉伸强度;

Y_c 为横向压缩强度;

S 为剪切强度;

σ_1, σ_2 为主方向应力;

τ_{12} 为剪应力。

(2) 最大应变准则

$$\varepsilon_1 < \varepsilon_{Xt}, \varepsilon_1 > -\varepsilon_{Xc}$$

$$\varepsilon_2 < \varepsilon_{Yt}, \varepsilon_2 > -\varepsilon_{Yc}$$

$$|\gamma_{12}| < \gamma_s$$

其中, $\varepsilon_{Xt}, \varepsilon_{Xc}$ 为 1 方向最大拉伸、压缩线应变;

$\varepsilon_{Yt}, \varepsilon_{Yc}$ 为 2 方向最大拉伸、压缩线应变。

(3) 稳定性准则

如果 $N_x < 0$ 并且 $|N_x| < |N_y|$, 则:

$$Eigv = \frac{2KF}{\frac{N_x}{N_{xcr}} + \sqrt{\left[\frac{N_x}{N_{xcr}}\right]^2 + 4\left[\frac{N_{xy}}{N_{xycr}}\right]^2}} \quad (3)$$

如果 $N_y < 0$ 并且 $|N_x| < |N_y|$, 则:

$$Eigv = \frac{2KF}{\frac{N_y}{N_{ycr}} + \sqrt{\left[\frac{N_y}{N_{ycr}}\right]^2 + 4\left[\frac{N_{xy}}{N_{xycr}}\right]^2}} \quad (4)$$

$$MS = Eigv - 1$$

其中, KF 为修正系数;

N_x 为 x 方向载荷, N_y 为 y 方向载荷, N_{xy} 为 xy 方向载荷;

N_{xcr} 为 x 方向极限载荷, N_{ycr} 为 y 方向极限载荷, N_{xycr} 为 xy 方向极限载荷。

2 计算模型及优化结果

2.1 结构计算模型

复合材料后机身有限元模型如图 2 所示,后机身长度为 6 138mm,整个机身为双曲率变截面部段。后机身模型上共布有 14 个框段,平尾开口后框为加强腹板框。为了保证支持情况模拟的正确性,计算模型中建立了部分中后机身和球面框的有限元单元。为了能够准确地模拟尾翼气动载荷对机身的影响,计算模型中建立了平尾和垂尾前后梁之间的有限元单元。为了保证载荷传递的连续性,在平尾、垂尾、垂尾与后机身间多处有限元单元中布置了 MPC 多点约束。由于平尾操纵和内部装载的维

护需要,平尾连接处和机身下侧设有大开口。

复合材料后机身模型在计算分析做了如下假设:

(1)复合材料是线弹性的,无初始损伤。金属材料属性见表1,复合材料单向板属性见表2。

(2)初始模型蒙皮无筋条,为 shell 单元厚板。

(3)框的缘条为 bar 单元,仅传递轴向力;腹板为 shell 元。

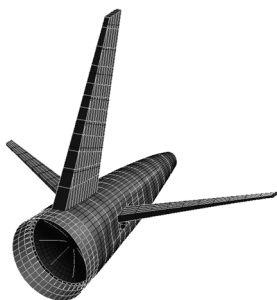


图2 结构有限元模型

表1 金属材料属性

弹性模量 E	泊松比 ν	密度
73 GPa	0.33	2.768g/cm ³

表2 复合材料单向板属性

性能	平均值
拉伸模量 E_{1t}	133.074GPa
压缩模量 E_{1c}	124.11GPa
横向拉伸模量 E_{2t}	9.308GPa
横向压缩模量 E_{2c}	9.722GPa
剪切模量 G_{12}	3.744GPa
拉伸强度 X_t	1 413.475MPa
压缩强度 X_c	1 179.045MPa
横向拉伸强度 Y_t	148.932MPa
横向压缩强度 Y_c	116.663MPa
剪切强度 S	92.393MPa
拉伸极限应变	3 300 μ m/m
压缩极限应变	3 300 μ m/m
横向拉伸极限应变	3 300 μ m/m
横向压缩极限应变	3 300 μ m/m
剪切极限应变	6 000 μ m/m
泊松比 μ m/m	0.34
密度	1.578g/cm ³

选取四种典型复合材料加筋结构形式进行优化,通过各自的最优结果对比,选取最佳结构形式。四种典型的加筋结构形式分别为:间距 200mm ~

290mm 的 Ω 型加筋结构、间距 300mm ~ 390mm 的 Ω 型加筋结构、间距 150mm ~ 250mm 的 T 型加筋结构以及间距 150mm ~ 250mm 的工型加筋结构。根据加筋壁板的框站位和上、中、下位置,将后机身前段划分 21 个优化区域,每个区域根据各自的受载和支持特点赋予不同的初始厚度,见图 3。复合材料的初始铺层比例见表 4。

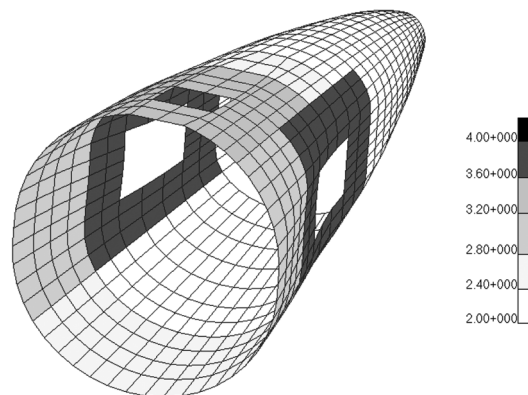


图3 蒙皮初始厚度

表4 复合材料初始铺层比例

部件	$\pm 45^\circ$	0°	90°
蒙皮	60%	20%	20%
筋条	30%	60%	10%

后机身结构的复合材料初始铺层厚度见图 4,初始铺层比例见表 4。施加位移边界条件:中后机身前端节点固定 x 、 y 、 z 、 xy 、 xz 、 yz 六个方向的自由度。施加载荷边界条件:分别选择 3 种不同类型载荷工况进行加载,载荷工况见表 5。其中,工况 1 为平尾对称载荷情况,工况 2 为平尾不对称载荷情况,工况 3 为突风载荷情况。另外,球面框与中后机身上施加 0.093MPa 的气密载荷。

表5 载荷工况(载荷单位:N)

工况	左侧平尾载荷 F_{PZ1}	右侧平尾载荷 F_{PZ2}	垂尾载荷 F_{CX}
1	-221 356.5	-221 356.5	0
2	-221 356.5	-132 813.9	0
3	-110 260.0	-110 260.0	-152 608.9

3.2 优化结果

(1)四种典型的加筋结构形式,都选择了间距最小的长桁布局,计算结果见图 5。结果表明,结构失稳在后机身结构失效中起决定性的作用,但是这与本文的计算模型和施加载荷有关,不能够简单的加以推广,然而仍可以认为失稳失效是后机身结构失效的重要因素。

(2) 四种典型结构形式其结构重量为, 间距 200mm 的 Ω 型加筋结构最轻, 间距 150mm ~ 250mm 的 T 型加筋结构稍重, 但差距不大, 间距 150mm 的工型加筋结构更重, 间距 300mm 的 Ω 型加筋结构最重。结果表明间距 200mm 的 Ω 型加筋结构是最优加筋结构, 适用于复合材料后机身结构。

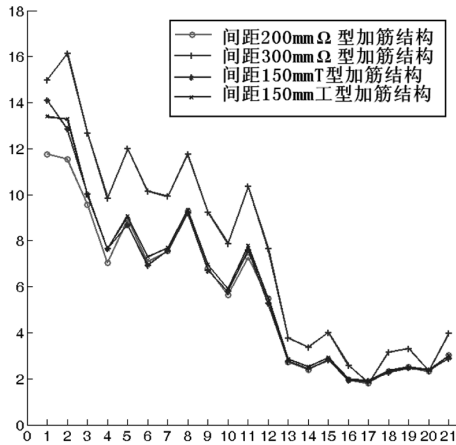


图5 优化结果

3 结论

(1) 论文采用 Patran/Nastran 与 Hypersizer 的交互设计, 初始模型无需选择筋条形式, 最终结果可以得出结构形式, 计算过程符合工程实际, 具有较高的实用性。本文的方法也可以对平尾、垂尾进行构型选择分析, 有较强的通用性。

(上接第 52 页)

的困难; 而从试制开始, 尤其是进入批生产, 就一定要做好交付产品准确的实在构型的记录和移交工作, 为产品服役和运营管理打好基础。到产品交付以后, 在役飞机的构型管理就提到日程上来了。但制造商对在役飞机构型管理关注并做好跟踪的目的在于有益于对客户服务的有效性和开发新的增值服务, 而实际上在役飞机构型管理的主体在用户而不在制造商, 如果说在役飞机的构型管理与制造商的构型管理在工具上尚有相通性甚至一致性可言, 但在工作程序和流程上则必须认识到产品用户与制造商的不同体制和机制带来的管理区别和联系, 尤其是保持双方在选择构型规则和保持数据唯一性的同步方面, 会是一个合作意愿的磨合和相当复杂的多元管理因素问题, 不是制造商单方意愿的问题。因此, 简单地谈客服的构型管理就是“在役飞机的构型管理”的说法并不准确, 它既忽略了

(2) 复合材料后机身适宜采用间距 200mm 左右的 Ω 型加筋壁板, 或采用间距 200mm 左右的 T 型加筋壁板, 具有较高的工程指导性。

(3) 本文优化了铺层比例、铺层厚度, 明确了复合材料后机身适宜采用的结构形式, 可以进一步优化分析复合材料蒙皮和长桁的铺层顺序。

参考文献:

- [1] 陶梅贞. 现代飞机结构综合设计[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2001.
- [2] 沈观林, 胡更开. 复合材料力学[M]. 北京: 清华大学出版社, 2006.
- [3] 杨乃宾, 章怡宁. 复合材料飞机结构设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2008.
- [4] Michael C. Y. Niu 著, 程小全译. 实用飞机结构工程设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2008.
- [5] 中国航空研究院编. 复合材料结构稳定性分析指南[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002.
- [6] 常楠, 赵美英, 王伟, 万小鹏. 基于 PATRAN_NASTRAN 的复合材料机翼蒙皮优化设计[J]. 西安: 西北工业大学学报, 2006, 24(3): 326-329.
- [7] 常楠, 杨伟, 王伟, 赵美英. 基于复合材料层板稳定性的铺层参数优化设计方法[J]. 机械强度, 2008, 30(1): 148-151.
- [8] 罗腾腾, 孙秦. 大型复合材料结构实用优化设计技术研究[J]. 机械设计与制造, 2009, (6): 200-201.

服务是产品大工程技术体系中有效组成, 因此存在其自身产品的管理问题, 也忽略了产品不同的阶段, 管理主体以及目标和对象差异的现实。所以, 无论如何, 不能把客户服务有业务的构型管理简单化为在役产品的构型管理, 而首先要放在对客户务工程研制自身运作的管理上。

参考文献:

- [1] 于勇, 范玉青. 飞机构型管理研究与应用[J]. 北京航空航天大学学报, 2005(03): 278-283.
- [2] 卢鹤, 范玉青. 飞机简化构型管理关键技术研究[J]. 航空维修与工程, 2007(03): 45-48.
- [3] 刘雅星, 郑晶晶. 飞机产品数据模块化构型管理[J]. 航空制造技术, 2010(03): 57-60.
- [4] 骆晶妍, 胡秦赣. 民机构型管理标准化初探[J]. 航空标准化与质量, 2008(05): 34