

复合材料机翼的动强度研究

沈阳飞机研究所 何连珠

STUDY OF DYNAMIC STRENGTH ON COMPOSITE WING

Shenyang Aircraft Research Institute He Lianzhu

关键词 振动, 动力响应, 冲击载荷

Abstract The analysis of dynamic characteristic of the composite wing, its dynamic response due to missile launching and impact response during landing by impact loads is presented in this paper. The design of laying lamina has been improved based on local vibration phenomenon that appeared in analysis of the dynamic characteristic. Hence, it ensures the requirements of dynamic strength during the design of composite wings to be met.

Key words vibration, dynamic response, impact load

1. 复合材料机翼的动特性分析

复合材料机翼结构的动特性及动响应分析, 是保证结构动强度的关键性研究课题之一。是检验机翼结构动态性能的基本分析, 又是进行结构动响应分析的基础。所以, 从打样设计开始直至定型设计, 都要对机翼结构进行动特性分析。

根据复合材料机翼的结构特点及其传力方式, 将机翼简化成典型的杆板结构系统。蒙皮结构的复合材料层压板简化成四边形或三角形的板壳单元, 蒙皮的加强筋、突缘及长桁结构简化成杆单元。全机翼的有限元网格取成469个板单元和728个杆单元。

在有限元分析中, 要对复合材料机翼的各种铺层的层压板进行铺层总体的弹性特性计算, 都统一成一般材料模式的表达方法。用铺层分析程序GENLAM^[1]求出各铺层的当量弹性特性, 连同机翼的金属部件一起进行动特性分析。采用子空间迭代法求出各种设计情况的频率及其对应的模态^[2]。

对所求的各阶模态进行动态显示, 发现了在打样设计时由于局部区域复合材料铺层不合理而出现的局部振动现象, 如图1所示。为消除这一局部振动现象, 可改变层压板的铺层数、改变加强筋的间距或改变铺层顺序等。结合机翼结构特点, 采用增加铺层层数的方案来增加层压板刚度, 进而提高其固有频率^[3]。图1所示的局部振动凸起现象, 就是由于局部刚度较差的表现。将该部位的铺层数由原来的17层和21层, 分别增加到21层和26层, 重新进行分析后, 局部振动现象消除了。如图2为改进铺层设计后的正常振动模态图。

机翼的动特性分析不仅暴露并消除了复合材料铺层的薄弱部位, 还表明了复合材料机翼总体设计提高了其低阶频率。这表明复合材料机翼在动态特性方面的定型设计是成功

1991年2月23日收到, 1991年6月23日收到修改稿

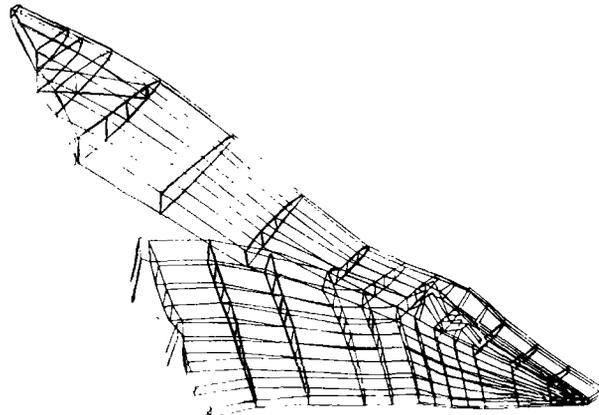


图 1 局部振动现象

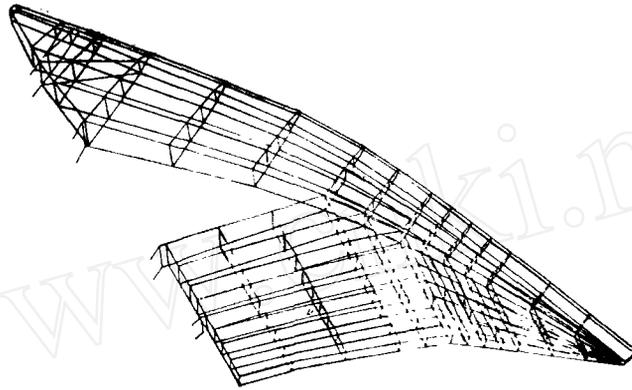


图 2 机翼的正常模态

的,比金属机翼提高了颤振品质的。

2. 复合材料机翼发射导弹的动响应

在复合材料机翼的动响应分析中,发射导弹是最主要的振源之一。发射导弹分别按内翼、中翼和外翼发射情况,计算其动响应位移和动响应应力。通过SMAP-S程序^[4]的再启动完成。根据发射导弹的实测载荷曲线,将其简化成三角形冲击脉冲载荷。将载荷时间历程按 1×10^{-3} s的时间步长进行离散化,进行1000步的响应历程计算。计算的前部是载荷响应部分,后部是残余响应部分。全部计算求出整个机翼的各节点位移响应历程和各单元的应力响应历程。本文仅限于给出位移和应力响应最大值的情况。

比较3种发射导弹的计算发射外翼导弹的位移响应情况最为严重。翼尖在0.381s产生最大垂直翼面方向的位移13.9cm。而响应应力由于各情况的载荷作用位置不同,所产生的高应力区是不相同的。对各情况计算出板单元上下表面的膜应力、弯曲应力、合成应力、主应力、最大剪应力和Von Mises应力等各种应力参数。最后用应力等值线和彩色应力云图把各种应力分量表达出来。

由于复合材料各层压板的使用许用应力和许用设计应力各不相同,所以需要计算各种情况的最大应力值,确定各个铺层的动强度。计算结果此复合材料机翼满足发射导弹时的

动响应要求。

3. 复合材料机翼受着陆冲击的动响应

飞机着陆时所受到的冲击载荷是变化的，每个起落都可测得一组载荷曲线。响应计算选取了起落架实测载荷谱的18个着陆情况。取各起落中最初冲击2s的载荷数据，作为冲击响应计算的载荷时间历程。图3给出了一段典型的载荷时间历程曲线。本计算采用 SSAP2 程序，取时间步长0.01s，共求出前2s的载荷响应和其后3s的残余响应。

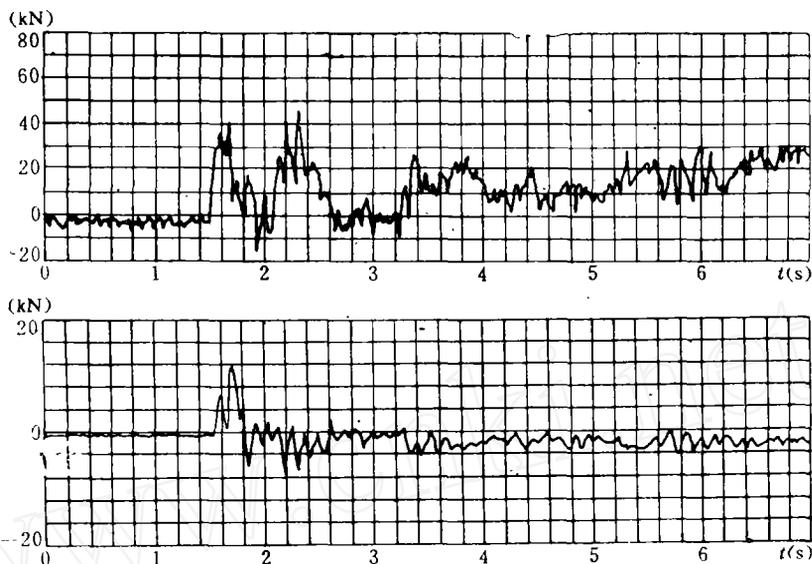


图3 第08起落的载荷历程

通过对各起落情况的计算，得到第08号起落的响应位移及响应应力值最大。

对于全机翼的总体响应位移，可得到类似外翼发射导弹时响应位移。对于各点的响应位移，都可得到一条位移响应历程曲线。图4给出了在翼尖部位的位移响应历程曲线。在该曲线的前部反映出最大的冲击响应位移值；在其后的衰减曲线，反映出机翼的一阶频率。

机翼对着陆冲击的响应应力分布，也是对各个起落分别进行计算。由于各计算情况的载荷作用点位置不变，所产生的高应力区的位置也基本不变。在不同起落的载荷下，各单元的响应应力是不同的，最大应力值及其到来时刻也不尽相同。每个单元都可绘制出如图4所示的应力响应历程曲线。综合各个起落的响应应力，在每个铺层中挑选出最高响应应力的单元，所得的应力水平相当于中翼发射导弹时的应力水平。类似发射导弹的响应情况，可给出着陆冲击的动强度。着陆冲击所产生的最高响应应力的单元分布在起落架载荷作用点附近及与机身相连接的部位。在翼尖部位，由于在起落架的外侧，所以响应应力值很小。机翼所受的冲击载荷由机翼主梁传向机身部位。

总观全部的动响应分析，全部层压板的各单元的动应力水平都在各自的使用许用应力以内。剩余强度最低的三个应力分量 σ_x 、 σ_y 和 τ_{xy} 分布在机翼和机身的结合部。而剪应力分布，从力的作用点向外衰减。通过这些动响应分析，为进一步调整铺层设计提供了可靠的

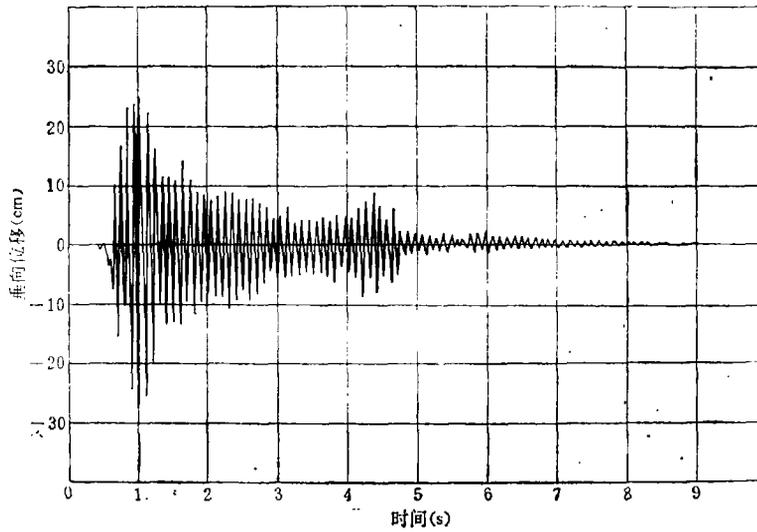


图 4 翼尖的位移响应历程

依据。

参 考 文 献

- 1 Stephen W T. Composites Design, USA, 1987;25~1
- 2 何连珠, 复合材料层压板的动态特性, 中国航空学会, 全国复合材料学术会议文集, 西安, 1988;961
- 3 陈绍杰, 高树理. 复合材料设计手册. 航空工业出版社, 1990;482~487
- 4 何连珠, 黄季辉. 结构分析微机程序使用手册, 航空航天工业部六〇一所, 1990;3~73