

# 某型飞机起落架舱上蒙皮振动测量与分析

陶刘远, 曾俊, 张颖

(贵州贵航飞机设计研究所, 贵州 安顺 561000)

**摘要:** **目的** 研究起落架舱上蒙皮裂纹原因。**方法** 通过建立起落架舱有限元模型, 进行固有频率特性计算, 同时空测故障区域蒙皮的振动加速度以及动应力, 对起落架舱蒙皮的振动情况进行分析。**结果** 起落架舱三角区故障区域振动量级大于非故障区域, 起落架舱三角区振动功率谱密度最大值的频率区间在 200~500 Hz 的中频频段, 起落架舱三角区结构振动的幅值与飞机的法向过载  $N_y$  密切相关, 静载大概是动载的 100 倍。**结论** 飞机机动过载产生的静载远大于振动产生的动载, 起落架舱三角区故障区域以静载为主, 是造成裂纹的主要原因。

**关键词:** 落架舱蒙皮; 疲劳破坏; 固有频率特性; 空测振动加速度; 空测动应力

**DOI:** 10.7643/issn.1672-9242.2018.09.017

**中图分类号:** V216.21 **文献标识码:** A

**文章编号:** 1672-9242(2018)09-0085-07

## Vibration Measurement and Analysis of a Certain Aircraft Wheel Wells Skin

TAO Liu-yuan, ZENG Jun, ZHANG Ying

(Guizhou Aircraft Design & Research Institute, Anshun 561000, China)

**ABSTRACT: Objective** To research the cause of crack in wheel wells skin. **Methods** Vibration of aircraft wheel wells skin was analyzed by establishing a finite element model for the wheel well and measuring the vibration acceleration and the dynamic stress of skin on the fault zone by air. **Results** The vibration magnitude in the trigonum fault zone of the wheel wells was larger than that of the non fault zone. The maximum value of the vibration power spectrum density of the structure was between 200-500 Hz. The vibration amplitude of wheel wells skin was closely related to the normal overload  $N_y$  of the aircraft. The static load was about 100 times of the dynamic load. **Conclusion** The static load generated by aircraft overload is much larger than the dynamic load caused by vibration. The load in the trigonum fault zone of the wheel wells is dominated by static load, which is main cause of crack.

**KEY WORDS:** aircraft wheel wells skin; fatigue damage; natural frequency characteristic; vibration acceleration measurement by air; dynamic stress measurement by air

该型飞机为梁式机翼结构, 故障蒙皮位于主梁、前梁和根肋组成的三角区域, 是非主要承力构件。为确定裂纹性质, 对发生裂纹故障的上蒙皮进行了断口分析。结论表明, 各断口均可见疲劳条带特征, 部分断口可见疲劳弧线特征, 蒙皮的开裂性质为疲劳开裂, 有的飞机使用仅 170 多个飞行小时就开始出现裂纹。为了搞清楚该处蒙皮短期内疲劳开裂的原因是否

与振动有关, 并提出改进方案, 对起落架舱的振动情况进行了一系列的计算与实测分析。

## 1 结构与故障情况简介

### 1.1 起落架舱结构简介

飞机机翼主起落架舱布置为第 1 肋、前梁及主梁

构成的三角形区域，主要有第2、3、4肋和上、下蒙皮、波纹加强板等结构件。其中第1、2、3、4肋为钣金肋，翼肋的上、下缘条与蒙皮进行连接，构成了机翼主起落架舱的框架，具有维持气动外形和提供主起落架等成附件安装空间的作用。上蒙皮是厚度为1.5 mm的LC4蒙皮板，由材料手册可知LC4-CSQ- $\delta 1.5$ ， $\sigma_b=480$  MPa， $\sigma_{0.2}=400$  MPa， $\sigma_{-1}=138$  MPa， $E=66\ 000$  MPa。上蒙皮与翼肋之间安装了厚度为1.5 mm的LY12波纹加强板，上蒙皮与前油箱蒙皮、后油箱蒙皮及1肋相连接，结构如图1所示，波纹加强板如图2所示。

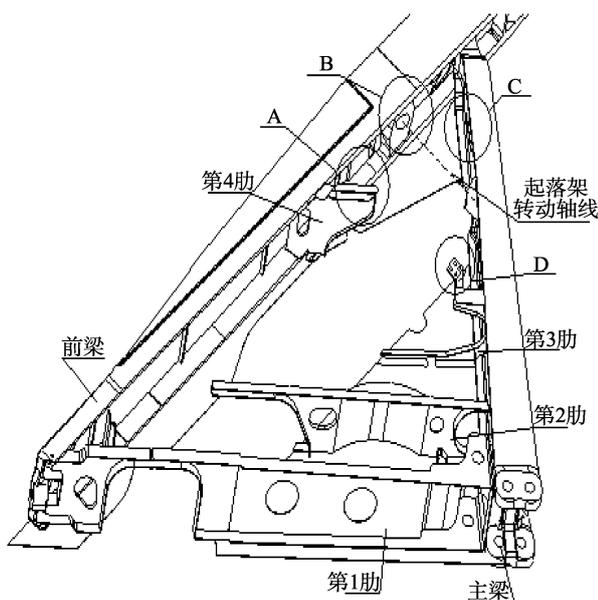


图1 主起落架舱结构简图

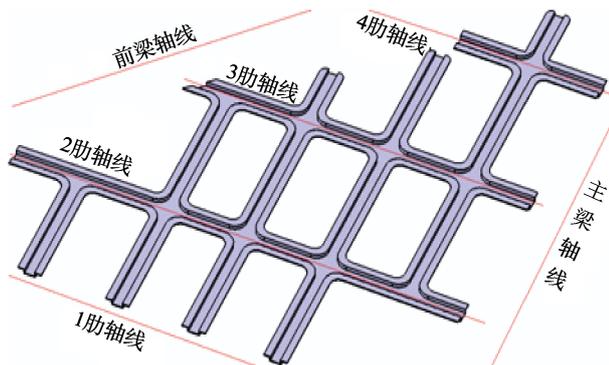


图2 波纹加强板

### 1.2 故障蒙皮简介

裂纹故障分布如图3所示，A处裂纹位于靠近前梁的4肋缘条与蒙皮连接处，裂纹均出现在铆钉孔边，孔边附近蒙皮有向上凸起变形，且有铆钉头翘边现象。B处裂纹位于起落架转轴上部靠近前梁处，位于机翼4肋、前梁和主梁构成的三角形区域。C处裂纹位于主梁前端与机翼后油箱壁板搭接处，从裂纹表

现形式看，裂纹从铆钉孔边开裂，沿机翼展向贯穿5颗铆钉。D处裂纹位于3肋与4肋之间靠近主梁处，从裂纹的表现形式来看，裂纹多出现在蒙皮中间距离铆钉较远处，且裂纹多为Y字型放射状，附近蒙皮有向上凸起变形的痕迹。可见故障区域主要集中在3肋和4肋附近。

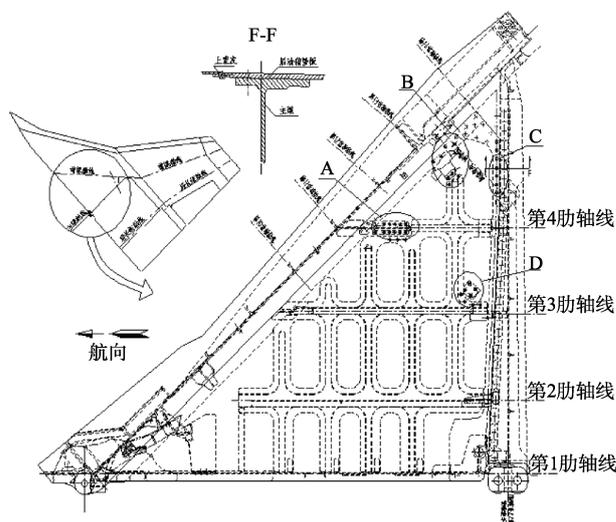


图3 主起落架舱上蒙皮裂纹故障分布

为确定裂纹性质，从某架飞机上将发生裂纹故障的上蒙皮送到中航工业失效分析中心进行了断口分析。通过宏微观观察、能谱分析、金相检查以及拉伸试验等，分析结论为：各断口均可见疲劳条带特征，部分断口可见疲劳弧线特征，蒙皮的开裂性质为疲劳开裂；蒙皮基体组织比较均匀，各断口源区未见冶金缺陷和过烧现象。

从结构形式上来看，此处蒙皮有加强波纹板，又与肋连接，刚度很强变形不会太大。受载主要是机翼整体变形产生的应力和气动载荷，肋上安装的成品质量都不大（小于5 kg），根据肋与肋的间距，蒙皮的厚度可以排除壁板颤振的可能。为了查明蒙皮裂纹的原因到底是飞机执行新训练任务使得载荷加重，最终导致疲劳寿命下降，还是该处结构固有特性设计有问题导致动载荷过大使得疲劳寿命大幅下降，作了如下的分析与测量。

## 2 理论计算分析

在起飞、降落阶段，该型飞机起落架舱下蒙皮会随起落架收起、放下或飞行中密封性差，可能会引起气流扰动导致上蒙皮的强迫振动。若低频大振幅会引起结构的局部应力过大，再叠加上飞机的静载荷产生的应力后，可能会超过设计应力水平，导致结构很快疲劳破坏或者一次性破坏。高频小振幅，虽然应力水平低，但是循环次数高，会使结构加速疲劳破坏。根

据起落架舱的结构形式和材料属性,利用 MSC Patran 建立动力有限元模型,如图 4 所示。计算出上蒙皮的固有频率,如图 5 所示。

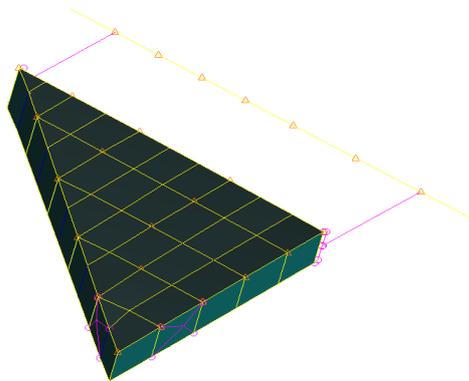


图 4 主起落架舱有限元模型

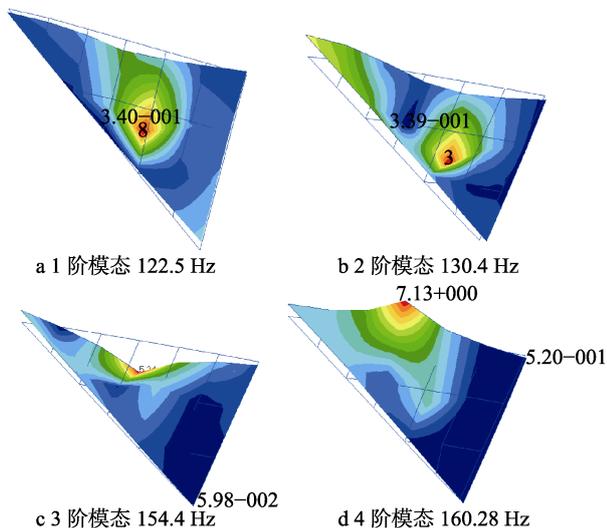


图 5 上蒙皮的固有频率

从计算结果来看,故障部位的固有频率主要集中在 150 Hz 左右,远远大于飞机大部件的固有频率,蒙皮振动不会与机翼运动发生耦合。考虑机翼在大过载载变形时,此处蒙皮静力载荷比较大,如果叠加高频动载,而动载较大时可能会超过材料疲劳门槛值,大大降低此处蒙皮的寿命。

### 3 飞行实测与分析

对飞行训练中出现的局部结构裂纹故障问题,通过对机翼蒙皮故障区域的振动测量,获取故障区域的振动数据,为故障分析提供数据支撑。

#### 3.1 振动实测部位及参数

根据起落架舱蒙皮故障范围,振动测量点 6 个,实测振动参数见表 1。动应变测量点 10 个,见表 2。测量位置如图 6 所示。

表 1 振动测量部位及参数

序号	参数名称
1	左机翼主起落架舱上蒙皮 2—3 肋中部蒙皮内侧法向振动 y 向
2	左机翼主起落架舱上蒙皮 3—4 肋中部蒙皮内侧法向振动 y 向
3	左机翼主起落架舱上蒙皮 4 肋后三角区中部蒙皮内侧法向振动 y 向
4	右机翼主起落架舱上蒙皮 2—3 肋中部蒙皮内侧法向振动 y 向
5	右机翼主起落架舱上蒙皮 3—4 肋中部蒙皮内侧法向振动 y 向
6	右机翼主起落架舱上蒙皮 4 肋后三角区中部蒙皮内侧法向振动 y 向

表 2 动应变测量部位及参数

序号	参数名称
1	机翼主起落架舱起落架转轴与主梁交点上蒙皮动应变 A1
2	机翼主起落架舱起落架转轴与主梁交点上蒙皮动应变 A2
3	机翼主起落架舱起落架转轴与主梁交点上蒙皮动应变 A3
4	机翼主起落架舱微动开关上蒙皮内侧动应变 A1
5	机翼主起落架舱微动开关上蒙皮内侧动应变 A2
6	机翼主起落架舱微动开关上蒙皮内侧动应变 A3
7	机翼主起落架舱协调活门上蒙皮动应变 A1
8	机翼主起落架舱协调活门上蒙皮动应变 A2
9	机翼主起落架舱协调活门上蒙皮动应变 A3
10	机翼主起落架舱氧气瓶支座上蒙皮动应变 A1
11	机翼主起落架舱氧气瓶支座上蒙皮动应变 A2
12	机翼主起落架舱氧气瓶支座上蒙皮动应变 A3
13	机翼主起落架舱 3 肋缘条上动应变 A1

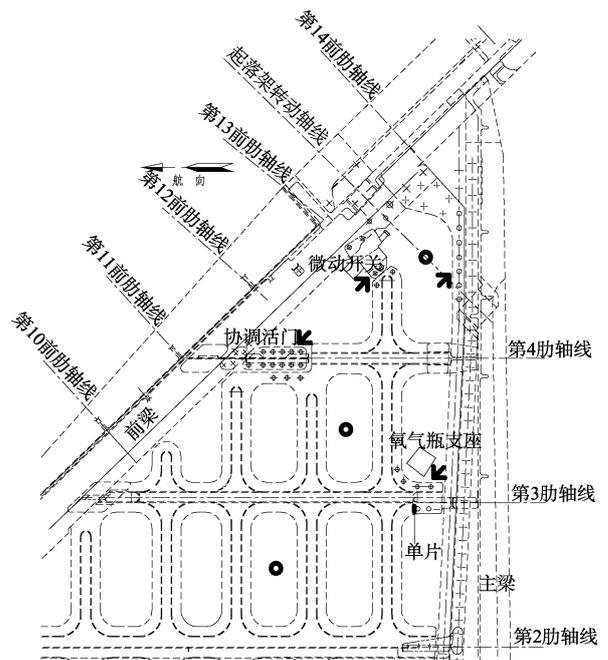


图 6 机翼起落架舱补充振动测量点位置

### 3.2 振动实测结果与分析

在某部队,结合飞行训练进行了飞行实测,实测包括了飞行的滑跑、起飞、机动和降落阶段,测量结果如图7所示。

1) 功率谱分析。采用welch法对测试得到的数据进行谱密度分析,从图8可以看出,在高频区域中

故障发生的区域3—4肋和4肋后这两处测得的振动量级是2—3肋的10倍左右,左右机翼相当。从频谱分析来看,起落架舱测量的振动数据主频在200~300 Hz左右,大于计算得到的固有频率。从时域信号看,同样起落架舱三角区结构振动的幅值与飞机的法向过载  $N_y$  密切相关。从时域图时间历程曲线和频谱

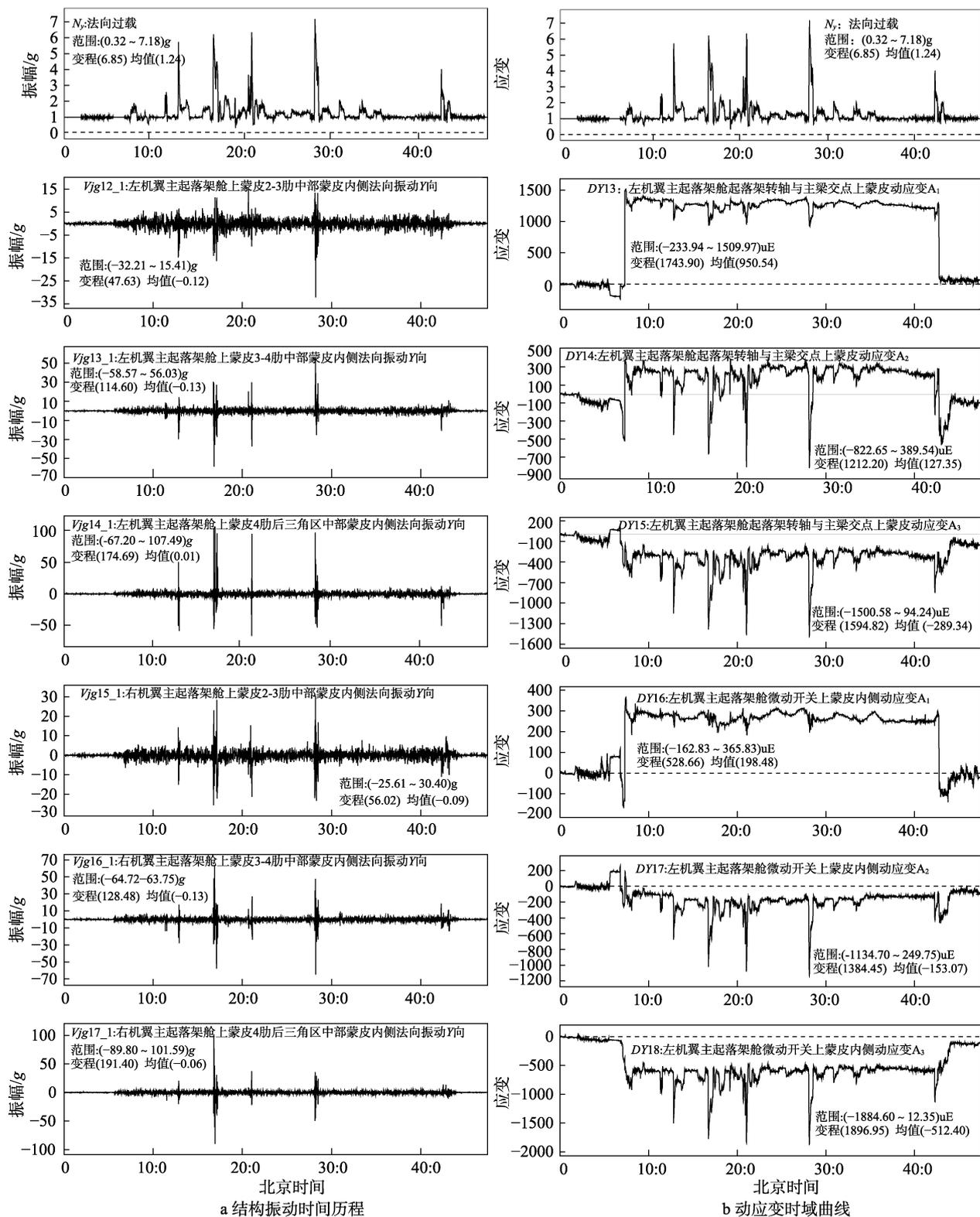


图7 起落架舱三角区结构振动时间历程和动应变时域曲线

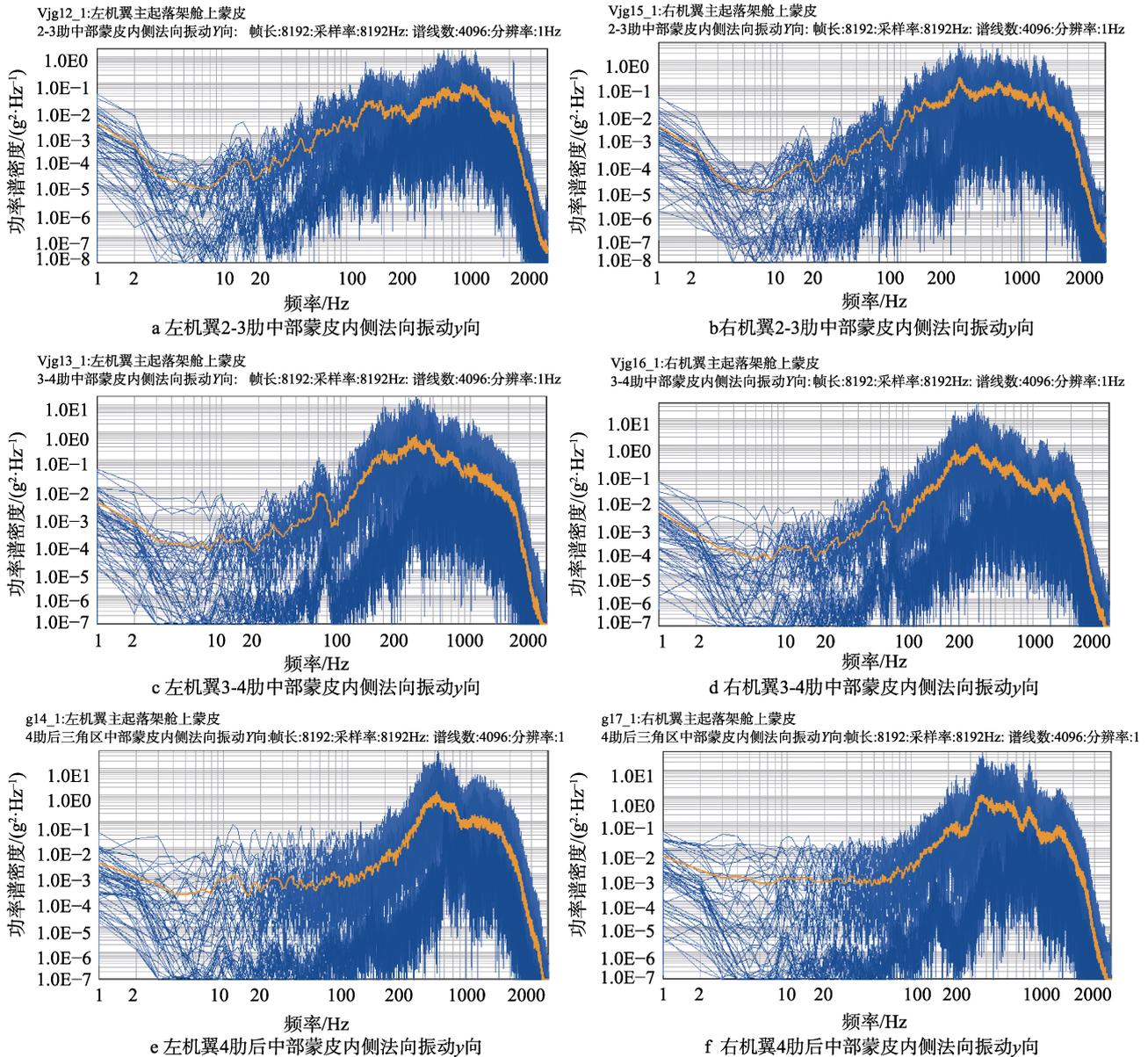


图 8 功率谱分析

特征看，左右机翼飞机在做大过载机动动作时，某些时点上有振动冲击现象。频域功率谱密度最大值的频率区间在 200~500 Hz 的中频频段，左右机翼振动量级和应力相当。

2) 动应力分析。根据实测的数据进行计算得出各位置的正应变和正应力，结果见表 3、表 4。可以看出，应力值不大，均小于起落架舱上蒙皮的  $\sigma_b$ 。左右机翼不对称可能由于飞机姿态导致。

从测量结果上来看，飞机作大过载机动时，机翼受载大，变形也较大，此时故障区域蒙皮以静载压应力为主。取蒙皮材料 (LC4) 的弹性模量  $E=7.1$  GPa，将各位置动应力实测数据进行综合应力换算，结果如图 9 所示，综合应力的计算公式为：

$$\varepsilon_i = \frac{1}{\sqrt{2} \times 1.3} \cdot \sqrt{2.78\varepsilon_{0^\circ}^2 + 2.78\varepsilon_{90^\circ}^2 - 0.44\varepsilon_{0^\circ}\varepsilon_{90^\circ} + \frac{3}{2}(\varepsilon_{0^\circ} - 2\varepsilon_{45^\circ} + \varepsilon_{90^\circ})^2}$$

通过实测数据可统计出各故障部位附近应变与过载的关系如图 10 所示。可知应力主要是跟过载有关，与有限元计算应力结果相当，见表 5。

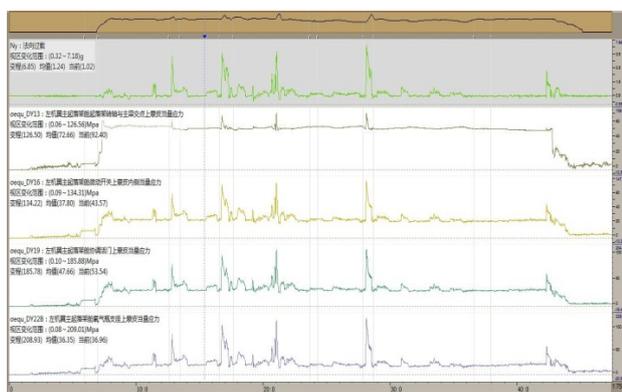
裂纹处的综合应力大小与过载大小密切相关，其值随过载的增加而增加。通过对各测量点应力历程进行自功率谱分析，对比了机动飞行段和平飞段的功率谱，对实测动应变按照 10 Hz 进行低通滤波处理（小于 10 Hz 可认为是静载），发现由飞行过载引起的静载远远大于振动引起的动载（大约是 100 倍左右），所以起落架舱蒙皮以飞行过载引起的静载为主。

表3 起落架舱三角区振动应变参数正应变极值统计

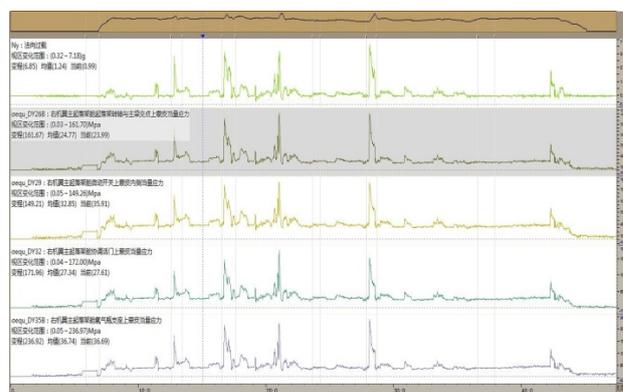
参数名	参数说明	最大值	最小值	均值	均方根值
emax_DY13	最大正应变	1627.49	-74.52	992.32	1134.88
emin_DY13	最小正应变	38.91	-1787.01	-331.04	381.79
emax_DY16	最大正应变	488.98	-256.21	204.06	237.59
emin_DY16	最小正应变	52.86	-2010.38	-517.83	587.74
emax_DY19	最大正应变	331.32	-280.24	153.36	182.22
emin_DY19	最小正应变	23.04	-2882.35	-676.93	773.04
emax_DY22	最大正应变	772.04	-200.25	46.69	79.76
emin_DY22	最小正应变	61.03	-2816.13	-450.91	535.49
emax_DY26	最大正应变	720.03	-164.6	43.63	89.41
emin_DY26	最小正应变	30.52	-2312.68	-346.02	433.31
emax_DY29	最大正应变	309.15	-276.18	-40.87	91.35
emin_DY29	最小正应变	52.74	-2193.67	-444.58	525.91
emax_DY32	最大正应变	272.1	-494.02	-41.03	82.41
emin_DY32	最小正应变	35.88	-2455.81	-369.81	451.36
emax_DY35	最大正应变	282.97	-383.8	-29.29	66.57
emin_DY35	最小正应变	43.78	-2937.24	-388.23	503.09

表4 起落架舱三角区振动应变参数正应力极值统计

参数名	参数说明	最大值	最小值	均值/Mpa	均方根值
σmax_DY13	最大正应力	125.95	-16.89	70.36	81.81
σmin_DY13	最小正应力	31.51	-113.8	-0.28	15.21
σmax_DY16	最大正应力	24.86	-32.63	2.64	7.02
σmin_DY16	最小正应力	6.37	-151.42	-35.89	41.04
σmax_DY19	最大正应力	12	-86.68	-5.58	9.81
σmin_DY19	最小正应力	4.21	-231.74	-49.9	57.35
σmax_DY22	最大正应力	20.28	-54.24	-8.14	9.47
σmin_DY22	最小正应力	7.92	-214.59	-34.7	40.94
σmax_DY26	最大正应力	22.64	-24.76	-5.62	7.52
σmin_DY26	最小正应力	4.9	-169.59	-26.42	32.76
σmax_DY29	最大正应力	20.46	-58.83	-14.95	19.32
σmin_DY29	最小正应力	6.2	-172.68	-36.5	43.48
σmax_DY32	最大正应力	15.38	-95.24	-12.99	17.41
σmin_DY32	最小正应力	5.19	-202.69	-30.54	37.65
σmax_DY35	最大正应力	18.85	-102.3	-12.54	17.26
σmin_DY35	最小正应力	6.44	-240.28	-31.7	41.29



a 左机翼



b 右机翼

图9 起落架舱三角区当量应力时间历程图

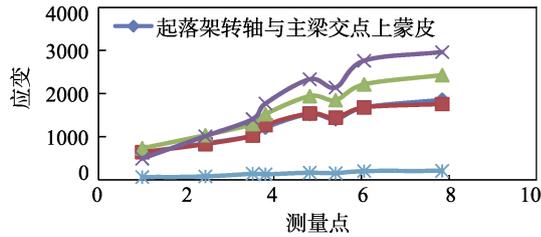


图 10 各测量点应变随过载变化曲线

表 5 贴片位置应力实测与计算值的对比

	A	B	C	D
计算值	148	120	122	205
左机翼	187.4	138.5	139.2	233.1
右机翼	146.5	131.3	163.5	235.0

## 4 结论

- 1) 起落架舱三角区故障区域振动量级大于非故障区域；
- 2) 起落架舱三角区结构振动的幅值与飞机的法向过载  $N_y$  密切相关；
- 3) 起落架舱三角区振动频域功率谱密度最大值的频率区间在 200~500 Hz 的中频频段；
- 4) 起落架舱三角区故障区域以静载为主，飞机

机动过载产生的静载远大于振动产生的动载。

### 参考文献：

- [1] GREEN C. 振动手册[K]. 北京:《强度与环境》编辑部, 1982.
- [2] 沈阳飞机设计研究所. 飞机振动设计参考指南[K]. 沈阳: 沈阳飞机设计研究所, 1985.
- [3] 飞机结构强度研究所. 航空结构连接件疲劳分析手册[K]. 西安: 飞机结构强度研究所, 1985.
- [4] 徐秉业, 刘信声. 应用弹塑性力学[M]. 北京: 清华大学出版社, 2008.
- [5] 亓洪玲, 刘征, 陈立勇. 壁板颤振的分析方法简述及应用[C]// 第十一届全国空气弹性学术交流会论文集. 北京: 中国力学学会, 2009.
- [6] GJB67A—2008, 军用飞机结构强度规范[S].
- [7] TAYLOR N V, ALLENC B, JONES D P, et al. Investigation of Structural Modelling Methods for Aeroelastic Calculations[C]// 22nd Applied Aerodynamics Conference and Exhibit, 2004.
- [8] 龚庆祥, 施荣明, 屈见忠. 航空器振动故障实例分析汇编[M]. 北京: 航空工业出版社, 1996.
- [9] 钟德均. 飞机振动预计方法修正研究[J]. 应用力学学报, 2001, 18(s1): 207-209.