# 机翼带外挂高阶高频颤振特性研究

# 陈立勇,魏榕祥,项小平,王钱伟

(江西洪都航空工业集团有限责任公司,南昌 330024)

摘要:目的 研究机翼带多外挂物引起的高阶高频颤振的特性,为类似事例提供参考。方法 基于某飞机带 多外挂物构形进行结构动力学建模与修正、颤振计算分析和低速颤振风洞试验,最终进行颤振飞行试验验 证。结果 颤振计算分析和低速颤振风洞试验,可以得出明显的以副翼旋转和机翼二扭为主的高阶高频颤振, 颤振飞行试验随着速度的增加,频谱分析图中低频峰值逐渐减小,高频峰值不断明显,与风洞试验规律基 本一致,有高阶高频颤振迹象。结论 各种研究方法均可得出高阶高频颤振现象及其特点,基本证实高阶高 频颤振的存在。

关键词:高阶高频;颤振;飞机;风洞试验;飞行试验 DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2018.09.004 中图分类号:TJ450 文献标识码:A 文章编号:1672-9242(2018)09-0016-05

# High-order & High-frequency Flutter Characteristic of Wing Carrying Plug-in Weapons

CHEN Li-yong, WEI Rong-xiang, XIANG Xiao-ping, WANG Qian-wei (AVIC Hongdu, Nanchang 330024, China)

**ABSTRACT: Objective** To research high-order & high-frequency (HOHF) flutter caused by aircraft wing of multiple plug-ins to provide reference for similar cases. **Methods** Structure dynamic model of wing carrying multiple plug-ins were developed and corrected. Flutter calculation analysis and low speed wind tunnel test were carried out to finally conduct a flutter flight test. **Results** Apparent HOHF coupled of aileron rotation and wing 2st twisting could be obtained from flutter analysis and low speed wind tunnel test. Flutter flight test spectrum result also showed that the peak value of low frequency decreased and high frequency rose with the increase of speed. It was basically in line with the rules of tunnel test. HOHF flutter existed. **Conclusion** Various research methods show high-order & high-frequency flutter and its features. It basically demonstrates the existence of HOHF flutter phenomenon.

KEY WORDS: high-order & high frequency; flutter; aircraft; wind tunnel test; flight test

现代飞机挂点较多,外挂物种类很多,导致飞机 携带外挂武器后出现一些非常规的颤振,限制了飞行 包线的扩展和军事任务的使用,有必要对这些非常规 的颤振开展研究。随着计算手段和计算机的发展,飞 机颤振计算也由部件计算,有限阶数模态计算发展到 现在的全机计算<sup>[1]</sup>,近百阶模态计算,计算的准确度 和精度不断提高。随着计算规模的增大,计算阶数的 增多,也显现出一些非常规颤振,给颤振分析增加了 难度。某飞机携带多外挂物就出现了此类现象。由于 机翼部件颤振计算和全机有很好的一致性,故文中取 机翼部件为研究对象,并按风洞模型比例尺<sup>[2]</sup>将频率 和速度折算,以便对比分析。

收稿日期: 2018-06-25;修订日期: 2018-07-25

作者简介:陈立勇(1983—),男,安徽合肥人,高级工程师,主要研究方向为飞行器气动弹性。

# 1 颤振计算分析

在根据全机地面振动模态试验修正后的某全机 带多外挂物模型中,取右机翼及部分机身框段,在机 身对称面固支,如图1所示,进行单独机翼模态计算 和识别,结果见表1。



图 1 机翼带外挂部件结构动力学模型

颤振计算采用 *p-k* 法<sup>[3]</sup>,分别取机翼前 19 阶和 21 阶模态进行颤振计算。颤振特性一致:机翼的颤 振型为后襟旋转模态、副翼旋转模态和机翼二扭模态 (高阶高频<sup>[4]</sup>)耦合的缓发型颤振。按一定阻尼<sup>[5]</sup>颤 振速度取为 34.5 m/s,颤振频率为 18.8 Hz。前 21 阶 颤振计算 *v-g/f* 图见图 2。

······································
----------------------------------------

阶数	模态名称	频率/Hz	阶数	模态名称	频率/Hz
1	中挂平动	1.288	2	机翼一弯	1.628
3	内挂平动	2.300	4	内挂偏航	2.532
5	中挂俯仰	2.548	6	外挂俯仰	2.736
7	内挂俯仰	3.060	8	中挂偏航	3.768
9	机翼二弯	5.239	12	机翼三弯	8.557
13	机翼一扭	11.65	14	后襟旋转	12.88
15	副翼旋转	13.97	18	机翼二扭	19.31
19	高阶弯扭	20.15	21	高阶弯曲	22.79



图 2 机翼颤振计算 v-g/f 图

# 2 风洞试验

## 2.1 模型设计

根据选定的设计基准和风洞特点,确定速度比例 尺,并兼顾模型挠度和外挂物质量的匹配性,选取合 适的几何比例尺。按刚度等效原则进行风洞模型的刚 度折算,结合外形、质量分布和工艺要求,进行风洞 模型设计<sup>[6]</sup>。模型最终主要模态特性与基准一致,其 中颤振型模态结果比较见表 2。

表 2 机翼颤振型模态对比

模态名称	阶数	基准频率/Hz	阶数	模型频率/Hz
副翼旋转	14	12.88	13	12.97
后襟旋转	15	13.97	14	13.81
机翼二扭	18	19.31	19	19.53

仍取机翼前 21 阶模态进行颤振计算,颤振型仍为后襟旋转模态、副翼旋转模态和机翼二扭模态耦合的缓发型颤振,颤振速度为 38.3 m/s,颤振频率为 18.23 Hz,颤振 v-g/f 图见图 3。风洞模型颤振计算穿 越模态曲线走势与飞机模型的基本一致。



图 3 风洞模型颤振计算 v-g/f 图

需要说明的是,风洞模型 19 阶以后模态频率和 基准有所差异,且颤振计算多出一支颤振,但其最大 阻尼仅刚过 0.02。综合比较模态特性、颤振特性和颤 振 v-g/f 曲线,风洞模型模拟出了设计基准(飞机模 型)的根本颤振特性,达到了设计目的。

0.005

0 20

18

16 zH∭12

10

8

6

20

24

28

 $v/(\tilde{m}\cdot s^{-1})$ 

32

۰.

н.,

36

## 2.2 试验与分析

采用FBP<sup>[7]</sup>方法对该构形状态的频率和阻尼进行 处理,结果见图 4。典型速度下时域信号和频谱见图 5(前 4 个通道为机翼连接梁的应变信号,分别为 1 梁弯扭、4 梁弯扭;后 4 个通道分别为翼尖、副翼、 内挂、中挂的纵向加速度信号)。

风洞试验直吹至颤振,图 5e 为颤振临界状态的 时域信号和频谱。时域信号图后面逐渐收敛是由于保 护模型,紧急关闭风洞所致。

振幅/mV

2.6E-1

4.6E-2 1.2E+0 -1.1E+0

2.1E+0

-2.0E+0

1.7E - 1

-1.8E-1 1.4E-1

-1.3E-1

0 2

4 6

8

时间/s

10





c 31 m/s

-1.1E+0

3.9E-2

Alad





图 5 不同风速下的时域信号及频谱图

由振动和频谱图可以看出,速度较低时,频谱图 中未出现高频峰值。当速度达到一定值时,高频峰值 出现,随着风速的增加,频峰逐渐向高频集中,直至 成单峰。结合阻尼和频率图可知,低速时,以低频峰 值为主, 阻尼较大; 亚临界颤振时, 以高频峰值为主, 阻尼很小;颤振时,仅出现高频峰值,阻尼已不足 0.003

#### 3 颤振试飞

洗取该构形,在机翼和外挂物上加装了颤振激励 小火箭,分别采用了小火箭<sup>[4]</sup>和 FES<sup>[8]</sup>颤振激励方式 进行了颤振飞行试验。从颤振试飞中选取的5个典型 速度,机翼翼尖纵向加速度传感器的频谱分析结果见 图 6。

从频谱图中可以看出,速度较小时,低频峰值较 明显。随着速度的增加,低频峰值逐渐减小,高频峰 值逐渐明显,与风洞试验规律基本一致。

#### 4 结果分析

飞机模型计算、风洞模型计算、风洞实测和颤振 试飞结果比较见表 3。

表 3 各种方法颤振特性结果比较

项目	风洞 实测	风洞 模型	飞机 模型	试飞
颤振速度/(m·s <sup>-1</sup> )	38.0	38.3	34.5	余量
颤振频率/Hz	18.3	18.2	18.8	较大

从表3可以看出,风洞模型颤振计算结果与颤 振风洞试验实测一致。结合前文,由于全机地面振 动模态试验实测颤振型的三阶模态飞机结构阻尼 均大于 0.1, 并且颤振试飞时速度只飞至设计要求, 而风洞试验由于模型结构阻尼较小,且直吹至颤振, 故风洞试验高阶高频颤振特性规律较明显。



图 6 不同速度增量下的频谱

综合全文,可以看出飞机模型、风洞模型、风洞 试验和颤振试飞结果具有较强的相关性,各种研究方 法均得出相同的高阶高频颤振。

# 5 结论

文中以颤振计算、低速颤振风洞试验和颤振飞行 试验等方法对某飞机某种带多外挂物构形的非常规 颤振(高阶高频颤振)开展研究,各种方法均可得出 高阶高频颤振现象及其特点,基本证实高阶高频颤振 的存在。

#### 参考文献:

- [1] GJB 67.7A—2008, 军用飞机结构强度规范 第 7 部分: 气动弹性[S].
- [2] 谭申刚. 多外挂全机低速颤振模型设计与试验技术研

究[C]// 第八届全国空气弹性学术交流会会议论文集. 北京: 北京航空航天大学, 2003.

- [3] 陈桂彬, 邹丛青, 杨超. 气动弹性设计基础[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2004.
- [4] 管德. 飞机气动弹性力学手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1994.
- [5] JSSG-2006, 美国国防部联合使用规范指南——飞机结构[S].
- [6] 陈立勇, 亓洪玲, 刘征, 等. 复杂结构机翼颤振模型设计研究[C]// 中国航空学会结构强度专业学术交流会论文. 北京: 中国航空学会, 2013.
- [7] 郑华. 基于神经网络的系统稳定性判定方法及其在 FBP 中的应用[D]. 西安: 西北工业大学, 2007.
- [8] WILLIAM D A, SEAN M. F-22 Aeroelastic Design and Test Validation[C]// 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Honoluu, Hawall: AIAA, 2007.