

文章编号:1007-1385(2003)02-0006-03

飞机炮舱减振结构设计与研究

李景春¹ 陈忠明² 何连珠²

(1. 沈阳航空工业学院机械工程系, 辽宁 沈阳 110034; 2. 沈阳飞机设计研究所, 辽宁 沈阳 110031)

摘 要:本文对飞机的炮舱结构进行有限元分析,在不改变整体主要尺寸的基础上,对飞机炮舱结构进行了阻尼减振结构设计。此设计方案可以取得炮舱结构动力响应应力值减少约 30% 以上的减振效果,进而从治理振源入手,使飞机结构动力学设计迈上一个新台阶。

关键词:飞机;炮舱;阻尼减振;有限元

中图分类号:[V246]

文献标识码:A

0 引言

现代的高空高速歼敌机,由于航炮发射的剧烈振动,飞机附件的支持结构在动载荷作用下将会引起结构的局部动应力过大,同时振动对飞机的成品附件设备将会产生很大的不良影响。本文利用有限元分析计算和试验相结合,设计了一种飞机炮舱减振结构,可以振动响应降低 20% 以上,对提高飞机结构、延长设备寿命及降低设备故障率有着重要作用。

1 减振结构设计与理论计算分析

1.1 原结构动特性与动响应分析

本有限元模型是以飞机炮舱的地面模拟试验件为基础采用有限元分析软件 ANSYS 建立起来的。根据本模型试验件的结构布局的特点和航炮发射的基本传力路线,将试验件简化为典型的杆、板、梁结构。将框板、蒙皮、油箱底板、下大梁及板簧等简化为板元素;将炮梁及长桁等简化为梁元素;将加强型材简化为杆元素;航炮以集中质量的形式加在航炮质心处,而沿炮长度简化为 60 个节点的梁单元。全部试验件模型取 734 个节点,575 个四边形板元素、159 个三角形板元素、228 个梁元素和 51 个杆元素。计算的总方程数为 3270 阶,优化前、后的方程带宽分别为 2836 和 423。图 1 所示为炮舱原结构有限元模型板结构图。

本计算利用子空间迭加法对飞机炮舱结构进行动特性分析,得到炮舱结构系统的固有特性。

经过 8 步迭代计算求得对动力响应分析可提供响应贡献的前十阶固有特性。从计算结果可看出,系统的总体模态对应的频率为 10 阶固有频率中的最低值,所以可判断本特性计算属于正常范围。

炮舱原结构的动响应分析是按 2 连发和 10 连发分别计算的,计算载荷采用了相对准确合理的方案。即后座力载荷取自打炮的实测数据;前支点力取自航炮安装载荷计算中的使用载荷;载荷时间历程做进一步的简化处理,即将航炮的前冲和后座载荷分别简化为标准的三角形载荷,各自按谱分布载荷历程,加到相应的模型节点中。本次计算选取结构高应力区部位为研究对象,在每个部件上选取一个典型的有限元节点进行有限元理论计算,以确定以后减振结构的减振效果,计算结果见表 1。

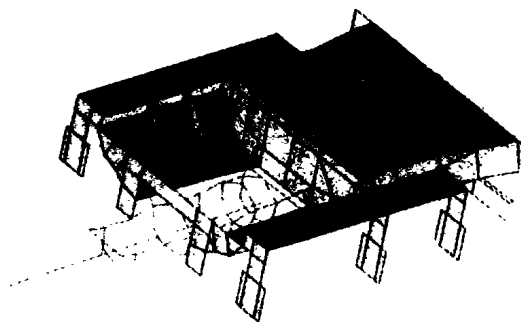


图 1 炮舱原结构有限元模型板结构图

表 1 炮舱原结构各计算点应力值 单位 MPa

	6	10	14	15	16	18	19	20	21
2 连发	20.844	14.542	1.6422	20.42	17.782	10.109	27.68	22.49	8.3047
10 连发	37.049	25.777	3.0332	36.398	31.886	18.13	49.796	39.95	14.776

1.2 飞机炮舱减振结构设计与分析

为使飞机动应力降低取得明显效果,在对飞机炮舱原结构地面模拟试验及原结构有限元分析

收稿日期:2002-11-27

作者简介:李景春(1972-)男,吉林长春人,讲师

的基础上,根据工艺性要求及设计目标,对飞机炮舱进行了多种结构方案设计。通过 ANSYS 分析软件对各结构设计方案进行校核计算,最终确定选取减振结构设计方案。

对 14 种不同设计方案进行计算时,为了便于比较分析,仅选取原结构模型中应力较大的 4 个单元,把原结构模型的动应力值计算结果定为 100%,其他设计方案的计算结果与之相比(数值为相当于原结构动应力水平的百分比),比较结果见表 2。

表 2 不同设计方案与原结构计算结果对比 单位:%

设计方案序号	单元号			
	545	546	79	80
Z0	100	100	100	100
Z1	79.12	79.51	73.16	73.12
Z2	82.49	83.0	77.45	77.58
Z3	91.94	91.49	95.54	94.79
Z4	99.39	98.90	104.65	104.062
Z5	108.15	108.24	109.54	109.81
Z6	50.05	67.61	61.51	62.29
Z7	69.18	69.92	75.48	75.96
Z8	79.12	79.51	73.16	73.12
Z9	88.77	80.73	79.61	75.51
Z10	99.39	98.90	104.65	104.06
Z11	73.86	72.62	67.65	63.82
Z12	70.46	71.04	64.05	63.94
Z13	108.15	108.26	109.54	109.65
Z14	68.02	68.80	73.23	73.87

根据表 3 的结果可知,Z6 方案对降低结构高应力区的动应力效果明显,接近 50%。但考虑到此项技术用于已定型飞机时,飞机主要结构和承力部件不能做大的更改。因此炮梁的外型尺寸不能有太大变化,以免影响结构连接或其它部件。综合考虑各种因素及计算结果,决定采用 Z14 这种设计方案,其平均动应力可降低 30% 左右。

表 3 炮舱原结构各测量点应力最大值 单位:MPa

		测 量 点									
		1	6	10	14	15	16	18	19	20	21
2 连发	+ max	19.418	27.914	11.962	13.424	19.479	12.638	11.189	31.144	28.904	17.221
2 连发	- max	-26.575	-8.972	-7.833	-15.970	-8.447	-5.998	-12.688	-18.911	-15.185	-15.322
10 连发	+ max	31.626	23.427	15.682	21.989	22.196	12.638	13.189	41.911	28.176	24.613
10 连发	- max	-31.988	-18.087	-16.276	-22.032	-16.999	-12.689	-15.036	-38.417	-29.899	-24.225

表 4 炮舱减振结构各测量点应力最大值 单位:MPa

		测 量 点									
		1	6	10	14	15	16	18	19	20	21
2 连发	+ max	9.254	21.57	14.428	8.555	18.508	22.869	17.146	27.616	10.203	15.567
2 连发	- max	-14.135	-6.735	-7.6	-8.494	-6.301	-6.519	-5.876	-14.587	-14.056	-10.182
10 连发	+ max	27.96	24.77	10.382	10.885		26.944	28.128	33.123	27.230	23.768
10 连发	- max	-18.125	-7.749	-12.94	-11.197		-16.539	-27.611	-24.574	-17.830	-27.444

2 试验研究

本试验是利用地面打炮装置来模拟飞机航炮发射的实际情况。飞机炮舱结构件的试验件是与实际结构比例相同的全尺寸试验件。通过炮击过程中的应变值测量并计算出的前冲及后座载荷、各框的板簧刚度、机构的基频与真实结构相一致,这表明模拟试验件所测得的数据,可以代表实际飞机结构的测试结果。试验共进行了 2 连发 3 次,10 连发 2 次,试验动应力测量均选择 10 个测量点。



图 2 实验设备安装图

从表 3 和表 4 可看出,对于动应力而言,炮舱部分阻尼减振结构在炮梁区,动应力最大的位置在 19 # 测量点上,即炮梁右侧,最大应力值为 33.123MPa,而炮舱原结构在炮梁区动应力最大的地方亦在同样的位置上,最大动应力为 41.91MPa,可算得在炮梁区部分阻尼结构比原结构动应力水平平均下降了 20% 以上。

3 理论计算与实测结果分析

将原结构打炮的实测结果与理论计算结果进行了对比于表 5 中。可见两者 2 连发情况比较接近;10 连发情况的结果相差稍大,这是因为在多弹连发情况下,计算载荷不能完全模拟实际载荷所致。

表 5 计算与测试的应力结果对比 单位:MPa

测点	两连发		十连发		位置
	实际测量	理论计算	实际测量	理论计算	
2	7.049	3.767		5.163	16~15 框开口边梁
3	9.320	8.338		14.726	16~17 框开口边梁
4		4.0533		6.9128	17~18 框开口边梁
5		22.402		40.062	18A~19 框炮梁
6	27.914	20.844	23.427	37.049	18A~19 框炮梁
9	7.711	18.785		33.251	18~18A 框炮梁
10	11.962	14.542	15.6824	25.777	15~16 框蒙皮
11	4.135	7.5226		13.792	16~17 框蒙皮
12		2.7756	6.416	5.093	18A~19 框蒙皮
13		2.7756	5.066	5.093	19~20 框蒙皮
14	15.97	16.422	9.831	3.0332	19~20 框下大梁
15	19.479	20.42	22.196	36.398	18~18A 框炮梁
16	12.64	17.782	12.689	31.886	19~20 框侧板
17	3.026	2.7117	3.414	4.8586	20~21 框蒙皮
18	11.189	10.109	15.036	18.13	19~20 框蒙皮
19	31.144	27.68	41.911	49.796	18A~19 框炮梁
20	28.904	22.49	29.899	39.95	18A~19 框炮梁
21	17.221	18.3047	24.613	24.776	17~18 框蒙皮

根据原结构炮舱地面试验件与部分阻尼结构地面试验件的地面打炮试验实测结果分析可知,最大动应力位置都在 19 上,分别为 41.911MPa 和 33.123MPa,在此处部分阻尼结构炮舱地面试验件比原结构炮舱地面试验件的动应力下降了 20.97%,理

论计算炮梁的动应力平均下降了 30% 左右,比实测结果的效果更为明显,而造成这种现象的原因是由两方面误差造成的:一是在理论计算中,有限元模型简化、计算参数选取和使用的有限元计算方法产生的误差;另一方面是在地面试验中的测量误差和系统误差。正是由于以上两方面的原因,致使理论计算结果与实测结果不可能完全一致。

4 结论与展望

(1)采取调整结构动应力分布及阻尼材料布局的措施,设计出一种炮舱减振结构设计方案。计算表明,该设计方案结构最大动应力水平同原结构比较可下降 30% 左右。考虑到在理论计算中可能出现的影响计算结果精度等因素的影响,采用全阻尼结构设计方案结构动应力水平同原结构比较可平均可下降 20% 以上。

(2)本研究完成了炮舱原结构及减振结构的地面炮振试验,验证了计算分析的准确可靠性。

(3)通过理论分析,选定结构设计方案后,再进行试验验证,这就突破了单纯依靠试验代替结构设计的阻尼结构设计。

(4)为现役国产系列歼击机振动故障的排除提供技术手段,为研制第四代先进战斗机采用阻尼减振技术对炮舱系统、推力系统、起落系统等振源进行主动控制,开展减振结构设计奠定一定的基础。

参考文献:

- [1]戴德沛.阻尼减振降噪技术[M].西安:西安交通大学出版社,1986
- [2]姚起杭.机动强度设计指南[M].西北工业大学出版社,1997
- [3]余旭东,赵育善.飞机结构动力学[M].西安:西北工业大学出版社,1998
- [4]吕文华.飞机航炮射击装置系统设计[J].飞机工程,1999(3)

Structure design and study of the plane gun bay's vibration reduction

LI Jing - chun¹ CHEN Zhong - ming² HE Lian - zhu²

(1. Department of Mechanical Engineering, Shenyang Institute of Aeronautical Engineering Liaoning Shenyang 110034; 2. Shenyang Aircraft Design Institute, Liaoning Shenyang 110031)

Abstract: This paper analyses the plane gun bay's structure adopting the finite element method, designs the damping and vibration reduction structure of the plane gun bay in condition of the major dimension unchanged. As a result, the dynamic response stress of the plane gun bay is lowered almost 30% and the dynamic design of the plane structure will be innovated.

Keywords: plane; gun bay; damping and vibration reduction; finite element