

一种飞机操纵面驼峰型颤振随高度变化特性研究

Research on Hump Mode Flutter Characteristic with Altitude Change of Aircraft Control Surface

王海刚 周 铮/Wang Haigang Zhou Zheng

(上海飞机设计研究院,上海 201210)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

摘 要:

飞机操纵面旋转和安定面弯曲模态频率较近时易耦合形成一种速度阻尼特性随高度显著变化的驼峰型颤振。某飞机垂尾颤振分析表明超过一定高度后驼峰型颤振分支阻尼峰值会超过结构阻尼系数,成为临界颤振型,并且随飞行高度增加阻尼峰值迅速增加。针对上述情况采用了三种方案抑制驼峰型颤振,算例表明降低 30% 安定面弯曲刚度,增加 25% 结构质量,操纵面旋转频率增加 60% 以上均能有效抑制高空驼峰型颤振。

关键词: 驼峰型颤振;操纵面;模态解耦

[Abstract] A hump mode flutter which is very sensitive to altitude may be induced by coupling of control surface rotation and its stabilizer bending mode. The results of calculation show that hump mode flutter will exceed structure damping ratio and become the critical flutter when the vertical tail flutter for some aircraft is over a certain altitude, and the peak value of damping ratio rises dramatically with altitude increasing. Three methods are adopted to suppression the altitude hump mode flutter, including decreased 30% stabilizer bending stiffness, added 25% of structure mass, and enhanced 60% or more control surface rotation frequency.

[Key words] Hump Mode Flutter; Control Surface; Mode Decouple

0 引言

运输类飞机的翼吊发动机与机翼振动模态耦合,操纵面和安定面振动模态耦合都可能产生驼峰型颤振^[1],这类颤振特性因其速度-阻尼曲线形如驼峰,故称为驼峰型颤振。飞机上的操纵面都具有有限的操纵刚度,自身也是一个小型的弹性升力面,在飞行中除了会发生以机翼振动模态为主的机翼颤振外,还可能发生以操纵面运动模态为主的或有操纵面参与的所谓操纵面颤振。历史上,操纵面有关颤振出现频率要大于经典的机翼弯扭颤振。操纵面颤振常常会损毁操纵面或有关安定面。比如一架美国 E-6A 型飞机在飞行试验中因发生颤振而出现损伤,如图 1 所示。该机的垂尾方向舵两次在颤振试飞中振毁,而飞机安全返航。第一次事故

中发生的可能是调整片-方向舵-垂尾型颤振,第二次飞行之前把调整片铰链阻尼增加到原来两倍。但第二次颤振速度比第一次更低。这个例子说明操纵面颤振的复杂本性,但也说明了操纵面颤振不一定是机翼弯扭型颤振那样灾难性的^[2]。本文主要研究某型飞机垂尾方向舵和安定面模态耦合的驼峰型颤振随高度变化特性,并分别给出三种常规防颤振设计方案对于高空驼峰型颤振抑制效果。



图 1 E-6A 型飞机

1 变高度颤振分析

利用 MSC. Nastran 软件建立结构有限元和气动模型如图 2、图 3 所示。结构前六阶模态依次为:垂尾一弯;方向舵旋转;垂尾扭转;方向舵弯曲;面内一弯;垂尾二弯。

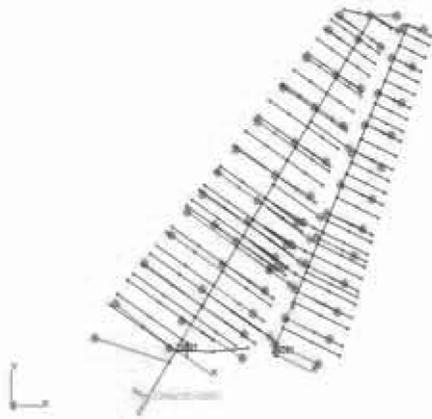


图 2 结构有限元模型

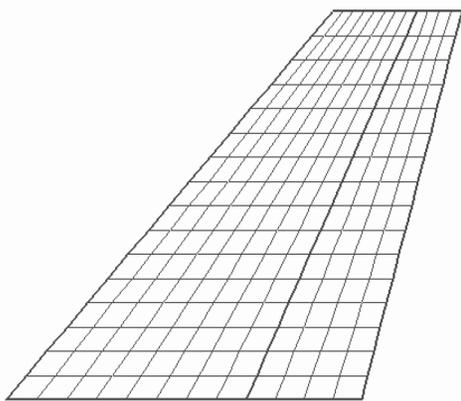


图 3 气动模型

利用 Nastran SOL145 求解序列进行高度变参颤振计算。该模型共有两支颤振型,其中驼峰型颤振由垂尾一弯和方向舵旋转耦合产生,爆发型颤振是由垂尾扭转和垂尾一弯耦合形成。驼峰型颤振分支的穿越点速度虽然随高度变化不大,但其“驼峰”随着高度增加迅速鼓起,如图 4 所示,0 高度时,驼峰峰值阻尼为 0.017;2 200m 高度时为 0.059;6 100m 高度时为 0.144。图 5 为爆发型颤振分支随高度变化曲线,随着高度增加颤振速度增加,但颤振动压基本不变。

飞机颤振总是由于其某两类振动模态相互耦合形成一种能量转换器,使迎面气流产生促进振动的附加气动力。不妨从能量的观点分析这种驼峰型

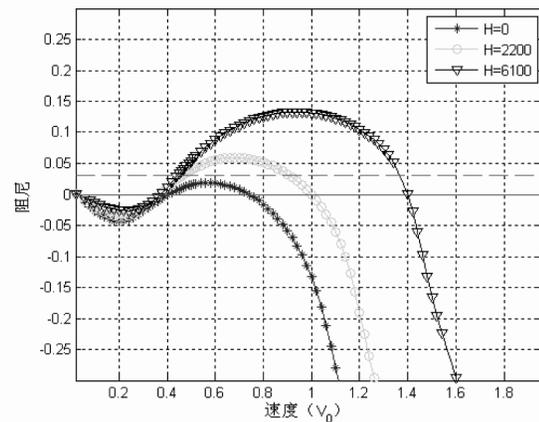


图 4 驼峰型颤振随高度变化特性

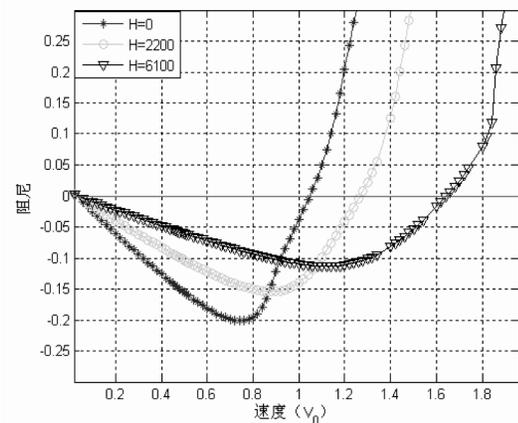


图 5 爆发型颤振随高度变化特性

颤振形成的可能原因,本例中爆发型是同一个部件即安定面的两支模态耦合,而驼峰型是属于不同部件的两支模态耦合形成,后者能量传递不如前者直接,结构从气流中获得的能量被分散到两个部件中,因而表现为阻尼有限。运输类飞机的翼吊发动机与机翼振动模态耦合形成驼峰型颤振也有类似性。此外,计算发现某些结构参数组合下驼峰型颤振是以某一模态为主,其余模态参与量很小的单模态颤振,这种情况下模型没有表现出类似于爆发型颤振的明显耦合特性。

2 解决方案及效果

方案 A:降低安定面弯曲刚度

计算结果显示,安定面弯曲刚度降低 30%,扭转刚度保持不变,在海平面和海拔 6 100m 处临界颤振型均为垂尾弯曲和扭转耦合的爆发型颤振。如图 6 为安定面弯曲刚度降低 30% 之后,模型在 6 100m 处颤振特性 VG 图,可见小阻尼颤振分支处在 0 阻尼线以下,该高度上原来的驼峰型颤振得到

有效抑制。模型在 6 100m 处颤振特性 VG 图和 VF 图分别如图 6 和图 7 所示。

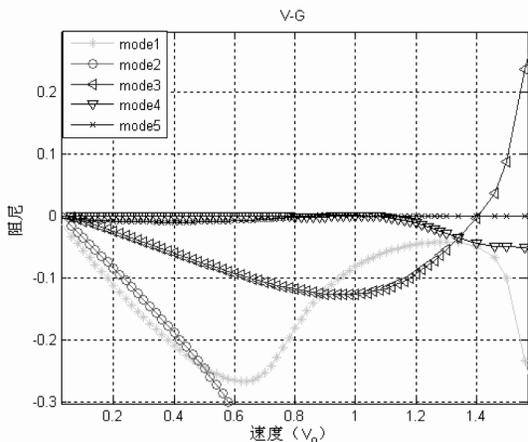


图 6 H=6 100m 颤振特性 VG 图(方案 A)

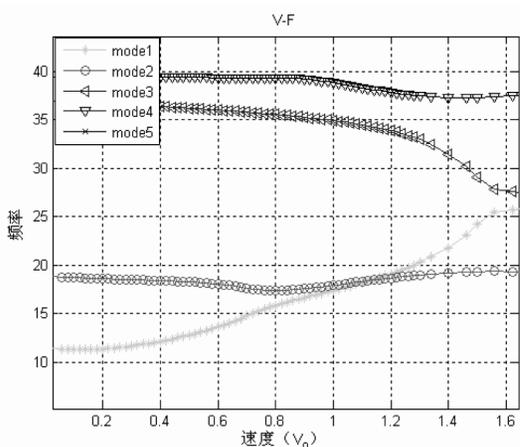


图 7 H=6 100m 颤振特性 VF 图(方案 A)

方案 B: 增加配重

增加配重改变垂尾惯性特性,进而改善颤振特性。这种方法简单有效,但是如果附加质量过大又可能会产生其他的颤振现象。对于操纵面颤振问题如采用质量平衡,已有结论指出:一个为防颤振经质量配平的系统在海平面稳定,但飞行高度超过某一高度时会不稳定^[3]。质量平衡是基于模态解耦原则的防颤振措施。增加 25% 配重质量后颤振特性如图 8、图 9 所示,临界颤振型为爆发型,驼峰型在 0 阻尼线以下。

方案 C: 增加作动器刚度

提高方向舵旋转频率即所谓“频率分离”原则防止颤振。文献 3 指出若操纵面的旋转频率高于主翼面颤振危险振型的频率,高出一定倍数,则操纵面型的颤振不会出现。本文模型计算发现,小幅增加方向舵旋转频率,颤振速度提高不大,表 1 给出 6 100m 高度下驼峰型颤振随舵面旋转频率变化,增

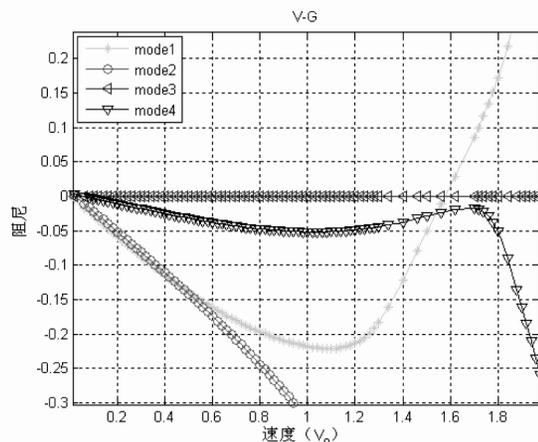


图 8 H=6 100m 颤振特性 VG 图(方案 B)

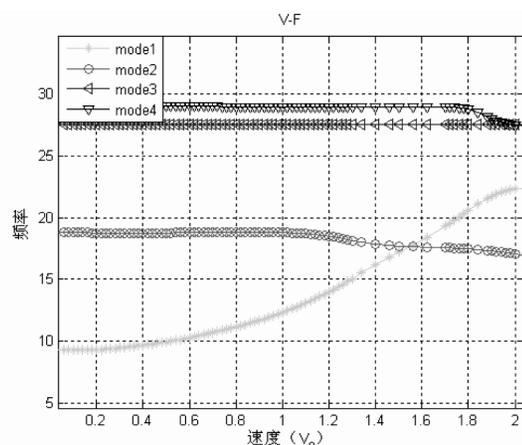


图 9 H=6 100m 颤振特性 VF 图(方案 B)

加方向舵旋转频率驼峰型颤振速度有所增加,但是旋转频率增加 30% 时驼峰型颤振依然为临界颤振型,且驼峰峰值阻尼大于 0.03。计算表明只有到旋转频率增加 60% 时一弯和旋转耦合的驼峰型颤振推后至垂尾弯扭颤振之后,驼峰型颤振不再是临界颤振型。

表 1 H=6 100m 时驼峰型颤振随舵面旋转频率变化

旋转频率	1.0f ₀	1.1 f ₀	1.2 f ₀	1.25 f ₀	1.30 f ₀
颤振速度	1.00V ₀	1.05 V ₀	1.17 V ₀	1.21 V ₀	1.24 V ₀
峰值阻尼	0.12	0.11	0.10	0.09	0.08

3 结论

本文主要研究了某垂尾模型驼峰型颤振随高度变化特性。计算发现在海平面上临界颤振为弯扭耦合的爆发型颤振,高空时驼峰型颤振成为临界颤振型并且其特性随高度显著变化。针对该问题通过改变刚度或质量特性使结构频率分离,模态解

耦,可以有效抑制这种高空驼峰型颤振。在进行飞机颤振分析时,若其速度阻尼特性中有驼峰型颤振分支,应特别关注该分支随高度变化特性,确保高空状态下安全。

参考文献:

[1] D. D. Liu, D. Sarhaddi, and F. M. Piolenc. Flutter preven-

tion handbook; a preliminary collection. NASA/TP - 2006 - 212490/VOL2/PART2.

[2] Robert G. Borst and Robert W. Stromet, E-6 Flutter Investigation and Experience, AIAA Guidance Navigation and Control Conference, Hilton Head SC, August 10-12, 1992.

[3] 杨永年,赵令诚. 非正常气动力及颤振[M]. 西安:西北工业大学,1982:91-99.

(上接第 23 页)

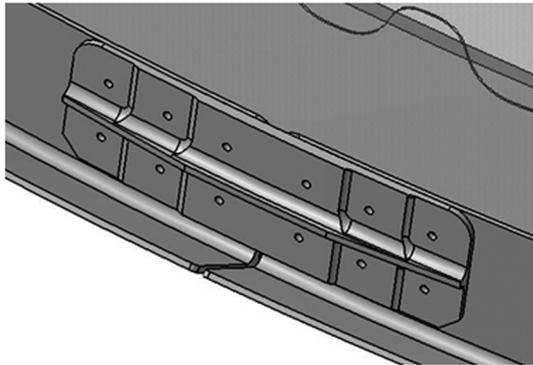


图 9 对接接头的设计

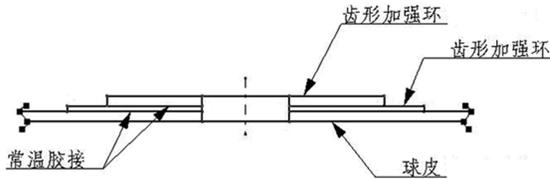


图 10 典型的球皮开孔加强

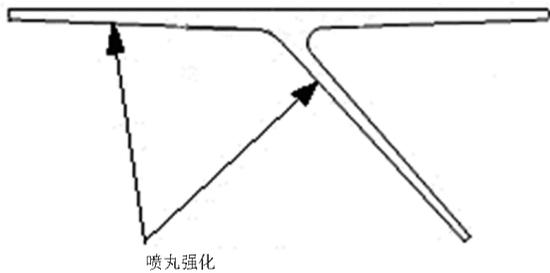


图 11 主框缘条喷丸强化

4 气密设计

球面框的密封采用机械密封辅以密封胶密封。

机械密封,即所有穿过气密线的紧固件均采用干涉配合,达到密封的目的。因此,凡是与球皮连接的铆钉,全部采用气密铆接,气密铆接的铆钉墩头均在球皮的凹面镦制。

另外,凡在球皮凹面安装的齿形加强板、齿形加强环、顶盖、止裂带等零件,均需辅以贴合面密封

及填角密封。

5 材料选择

根据球面框各零件的受力和使用特点,选择合适的材料。框缘及其接头应选择拉伸和屈服强度都比较高的材料,球皮、辐条应选择延伸率较好、裂纹扩展速率低、疲劳寿命长的材料。

常规的球面框结构材料选用情况如表 1 所示。

表 1 球面框主要结构材料选用情况

零件名称	材料	成形形式
球皮	2024-T42	薄板拉伸
辐条	2024-T42	板弯
主框缘条	7075-T73	挤压型材
副框	7075-T62	挤压型材
辐条接头顶环	2024-T42	板弯
齿形加强板顶盖止裂带	2024-T3	薄板
框缘条对接接头	7050-T7451	厚板机加

6 结论

本文从球面框的受力分析出发,介绍了一种典型的薄板加筋铆接式球面框结构,包括球面框各主要结构件的设计、抗疲劳设计、气密设计及结构选材。不过,如何能设计出一个重量轻、安全可靠、耐久性高的球面框结构,还需从更多的细节设计入手。

参考文献:

[1]《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册第 9 册:载荷、强度和刚度[M]. 北京:航空工业出版社,2001.

[2]《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册第 10 册:结构设计[M]. 北京:航空工业出版社,2000.

[3] 牛春匀. 实用飞机结构应力分析及尺寸设计[M]. 北京:航空工业出版社,2009.

[4]《飞结构耐久性与损伤容限设计手册》编委会. 先进民机结构耐久性设计手册[M]. 第一飞机设计研究院,2004.