

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2018.01.020

一种民机颤振模型配重设计优化方法

An Optimization Method of the Flutter Model Mass-Balancing Design for Civil Aircraft

张苏华 / ZHANG Suhua

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

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

摘要:

民机跨音速颤振模型配重计算应考虑模型肋板不平行、肋板与刚轴不垂直的情况,现提出一种基于刚轴方向的质量、惯量线性拆分方法,并将该方法拓展到模型的展向重心位置配平计算中。某型民机垂尾跨音速颤振模型运用该方法进行了配重计算,试验结果显示,该垂尾跨音速颤振模型质量、惯量配平精度高,展向重心位置配平效果好,模型的动力学特性与设计目标相符。实践表明,该方法符合民机跨音速颤振模型设计规范及相应适航要求,可以推广到其他跨音速颤振模型的配重计算中。

关键词: 颤振模型;配重;拆分;重心

中图分类号: V221⁺.5

文献标识码: A

[**Abstract**] Calculation of mass-balancing for civil aircraft's transonic flutter models should consider the unparallel ribs and rib's non-perpendicular to the elastic axis. Now, an optimization linear splitting method of mass and inertia properties based on the direction of elastic axis is put forward. And that method is extendedly applied to the calculation of flutter models' spanwise location of the centre of gravity. Some civil airplane's vertical tail transonic flutter model used the method in mass-balancing. Test results show that the related vertical tail transonic flutter model simulates the mass and inertia properties precisely, and the model's dynamical properties meet the design objectives well. Practice indicates that the optimization method fulfills the technical standards of civil airplane's transonic flutter model design and related airworthiness regulations, and it can be extensively applied to the calculation of other transonic flutter models' mass-balancing.

[**Keywords**] flutter model; mass-balancing; splitting; centre of gravity

0 引言

颤振是弹性结构在气流中发生的一种不稳定现象^[1]。颤振本质上是一种自激振动,是弹性机体与气动力、惯性力三者耦合造成的结果。当飞机以从小到大的速度飞行时,随着阻尼作用的减弱,扰动造成的机体结构振动会由衰减变为发散,这种发散现象即为颤振^[2]。研究颤振现象及机体结构的颤振特性对于确立飞机的飞行包线具有重要意义,中国民航总局颁布的CCAR25.629条款对此有详细的规定^[3]。颤振研究的目的是通过分析、试验等手段确定机体结构的临界颤振速度、颤振频率以及参

与颤振耦合的结构模态分支,并考察相关结构参数对于机体结构颤振特性的影响^[4]。机体结构的颤振特性研究是飞机防颤振设计的重要内容。目前,机体结构的颤振特性研究主要分为数值分析和模型试验两种途径。

一般地,颤振模型与飞机的动力学特性近似,需要在外形、刚度、质量等参数上对飞机参数进行缩比模拟^[5]。由于跨音速颤振模型具有体积小、结构质量占比高、惯量占比小的特点,其配重设计一直是民机高速颤振模型领域的一个难点。本文针对现有民机跨音速颤振模型配重设计环节中的质量、惯量拆分工程做法提出了一种优化方法,具体

为依据模型刚轴方向建立拆分点,对被拆分质量点的质量、惯量进行线性拆分,并将该方法同时运用到模型的目标总重及结构质量计算中。上述方法提高了颤振模型质量、惯量拆分精度,同时解决了传统工程处理方法在模型展向重心位置配平不够精确的问题。该方法在某民机垂尾高速颤振模型适航验证试验项目中进行了实践运用,取得了良好的效果。

1 经验公式

在民机颤振模型配重设计过程中,处理模型的目标总重和结构质量时会使用质量、惯量合并或质量、惯量拆分的方法。质量、惯量合并的方法较为成熟,一般基于移轴定理^[6]推导得到,不属于本文讨论范畴,但其公式对于质量、惯量拆分具有参考意义,式(1)为质量、惯量合并公式。

$$\left\{ \begin{aligned} M &= \sum_{i=1}^n m_i \\ x &= \sum_{i=1}^n m_i x_i / M \\ y &= \sum_{i=1}^n m_i y_i / M \\ z &= \sum_{i=1}^n m_i z_i / M \\ I_x &= \sum_{i=1}^n I_{xi} + \sum_{i=1}^n m_i [(y_i - y)^2 + (z_i - z)^2] \\ I_y &= \sum_{i=1}^n I_{yi} + \sum_{i=1}^n m_i [(x_i - x)^2 + (z_i - z)^2] \\ I_z &= \sum_{i=1}^n I_{zi} + \sum_{i=1}^n m_i [(x_i - x)^2 + (y_i - y)^2] \\ I_{xy} &= \sum_{i=1}^n I_{xyi} + \sum_{i=1}^n [m_i (x_i - x)(y_i - y)] \\ I_{yz} &= \sum_{i=1}^n I_{yzi} + \sum_{i=1}^n [m_i (y_i - y)(z_i - z)] \\ I_{xz} &= \sum_{i=1}^n I_{xzi} + \sum_{i=1}^n [m_i (x_i - x)(z_i - z)] \end{aligned} \right. \quad (1)$$

其中, m_i 为待合并质量点质量; x_i, y_i, z_i 为待合并质量点坐标; I_{xi}, I_{yi}, I_{zi} 为待合并质量点的绕轴惯量; $I_{xyi}, I_{yzi}, I_{xzi}$ 为待合并质量点的质量惯性积; M 为合并质量点的质量; x, y, z 为合并质量点的坐标; I_x, I_y, I_z 为合并质量点的绕轴惯量; I_{xy}, I_{xz}, I_{yz} 为合并质量点的质量惯性积。

质量、惯量拆分的过程与质量、惯量合并的过程相反,其目的是试图使用两个或多个假想的拆分质量点来等效替代被拆分质量点(集中质量点)。对于民机跨音速颤振模型配重设计,工程上定义质量点质量、惯量的拆分计算在相邻肋板间进行,即将一个待拆分质量点在相邻两肋板间拆分为两个拆分质量点,如图 1 所示。

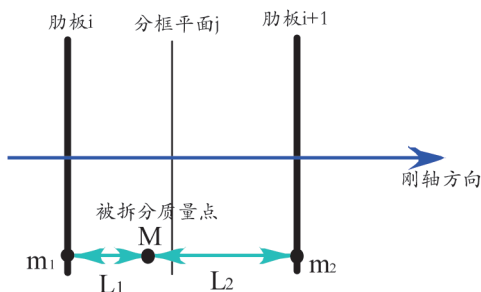


图 1 质量点质量、惯量的拆分示意图

工程上近似认为拆分点的质量、惯量拆分结果与该待拆分质量点到相邻两个肋板的距离成反比。反向推导质量、惯量合并公式得到质量点质量、惯量的拆分公式见式(2)。

$$\left\{ \begin{aligned} p_i &= (\sum_{j=1}^2 L_j - L_i) / \sum_{j=1}^2 L_j \\ m_i &= p_i g M \\ I_{zi} &= p_i g I_z \\ I_{ii} &= p_i g I_i \\ I_{ui} &= p_i g (I_u - \sum_{j=1}^2 m_j l_j^2) \end{aligned} \right. \quad (2)$$

其中, M 为待拆分点的质量; $I_z, I_u (u = x, y)$ 为待拆分质量点的绕轴惯量; $I_i (i = xy, yz, xz)$ 为待拆分质量点的质量惯性积; m_i 为拆分点的质量; $I_{zi}, I_{ui} (u = x, y)$ 为待拆分质量点的绕轴惯量; $I_{ii} (i = xy, yz, xz)$ 为待拆分质量点的质量惯性积。

2 现状及问题

在进行民用飞机颤振模型配重设计时,集中质量点质量、惯量拆分的目标是将肋板间的待拆分质量点的质量、惯量拆分到位于肋板平面的拆分点上。一般地,肋板是相互平行且与刚轴(z 轴)垂直的,某型民机多个颤振模型配重设计依据该质量、惯量拆分方法得到了较好的试验结果。

近年来,随着研制工作的深入,肋板不平行(见图 2)、肋板与刚轴不垂直(见图 3)的情况多次出

现。考虑到空间中的质量点绕轴惯量,其计算公式见式(3):

$$I_{z(e)} = I_{z(s)} + m(x^2 + y^2) \quad (3)$$

其中, m 为该质量点质量; x, y 为该质量点坐标; $I_{z(s)}$ 为质量点绕自身轴系惯量; $I_{z(e)}$ 为质量点绕刚轴惯量。依据式(3), 在两个拆分点 x, y 坐标不对应相同的情况下, 这些拆分点必有一部分绕轴惯量与 x, y 坐标有关, 而与式(2)中工程定义的拆分比例 p_i 无关的。不考虑该部分绕轴惯量, 继续沿用距离定义式(2)中的拆分比例 p_i 拆分绕轴惯量的工程方法是不够严密的。需要发展一种新的工程假设或提出一种新的理论公式, 并经过多轮试验验证, 满足新条件下的目标质量、惯量拆分需要。

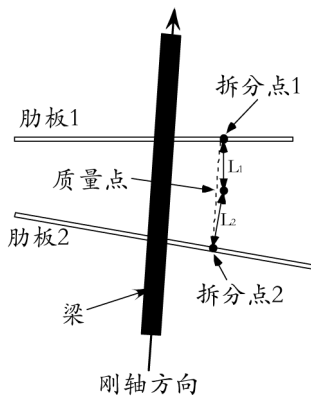


图2 肋板不平行情况示意图

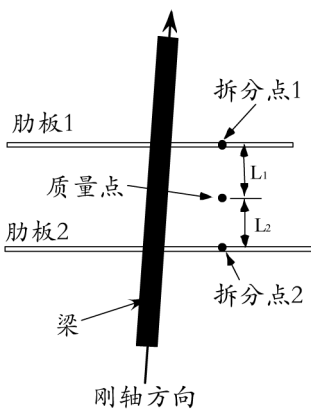


图3 肋板与刚轴不垂直情况示意图

另外, 在某型民机多个颤振模型设计项目中, 经常发现模型制造状态实际展向方向重心位置与理论展向方向重心位置存在偏差。虽然分析发现, 此类偏差对于试验结果不造成不可控影响, 但为了更精细地模拟飞机的质量状态, 需要发展一种新的工程方法消除此类重心位置偏差, 并经过多轮试验

验证。

3 改进的工程方法

针对第2节中所述的肋板不平行或肋板与刚轴方向不垂直的情况, 本文基于传统工程方法发展了一种基于刚轴方向的模型质量、惯量线性拆分方法。即将跨音速颤振模型设计的刚轴方向确立为模型质量、惯量拆分方向, 重新定义拆分点及式(2)中的 L_1, L_2 , 而后基于刚轴方向对模型的质量、惯量进行线性拆分。具体实施过程如图4、图5所示, 先过被拆分质量点作刚轴方向平行线, 该平行线与该被拆分质量点相邻两肋板平面得到两个交点, 定义这两个交点为拆分点, 其与被拆分质量点相应的矢量距离即为 L_1, L_2 。

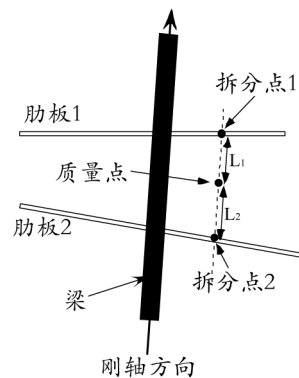


图4 改进方法在肋板不平行情况中的运用

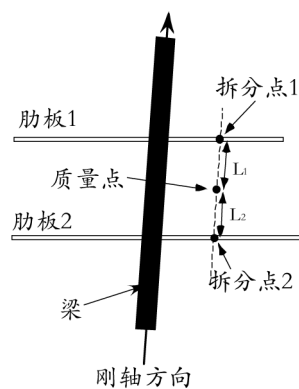


图5 改进方法在肋板与刚轴不垂直情况中的运用

按上述改进方法实施后, 若定义刚轴方向为 z 轴, 则被拆分点与拆分点的 x, y 坐标相同, 通过式(3)可以发现, 上述方法解决了传统工程方法在肋板不平行、肋板不与刚轴垂直情况下由于拆分点 x, y 坐标不同造成的绕轴惯量拆分的问题, 同时减少了工程实践中式(2)的计算量。

针对 2 节中关于模型实际重心与理论重心存在偏差的问题,本文提出了一种基于上述改进的质量、惯量拆分方法的新型工程计算流程,具体如图 6 所示。

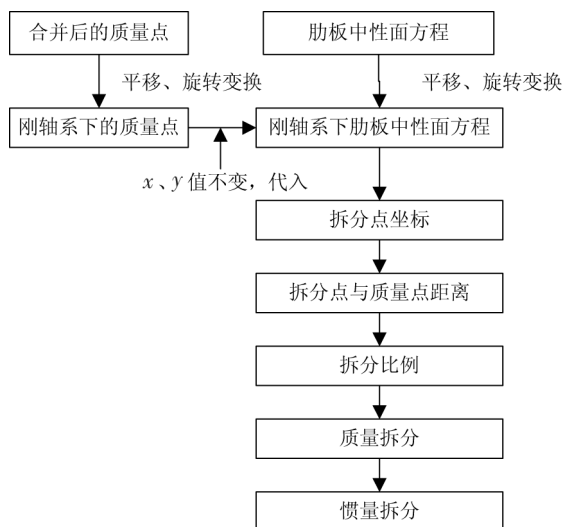


图 6 基于改进方法的质量、惯量拆分计算流程

在以往的工程实践中,与图 6 类似的流程仅在计算模型目标总重时运用,而在处理模型结构质量时过分依赖结构拆分平面的精度,未曾考虑对模型结构质量进行拆分,现在增加模型框架结构质量、惯量的拆分流程,作为对以往工程方法的一种改进,如图 7 所示。

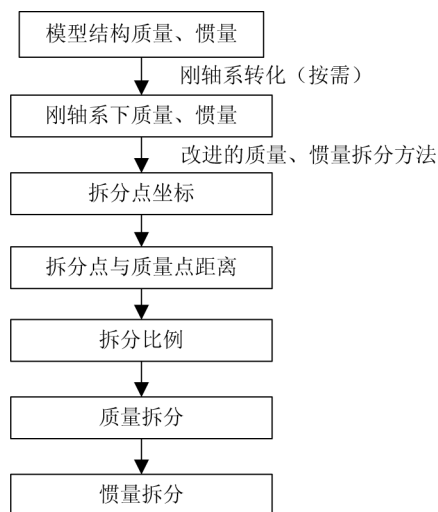


图 7 新增模型结构质量、惯量特性的拆分流程

对于改进后的模型结构质量、惯量状态,其重心及惯量特性是基于肋板平面计算的,而目标总重的重心及惯量特性计算也基于肋板平面,这就实现

了配重设计完全在肋板平面进行,解决了以往工程做法在模型展向配平方面欠考虑的问题,实现了模型在展向方向的重心位置配平。

3 工程实践

该方法在某民机垂尾高速颤振模型设计项目中进行了运用,模型配重设计结果示意如图 8 所示,其配重设计部分数据见表 1。

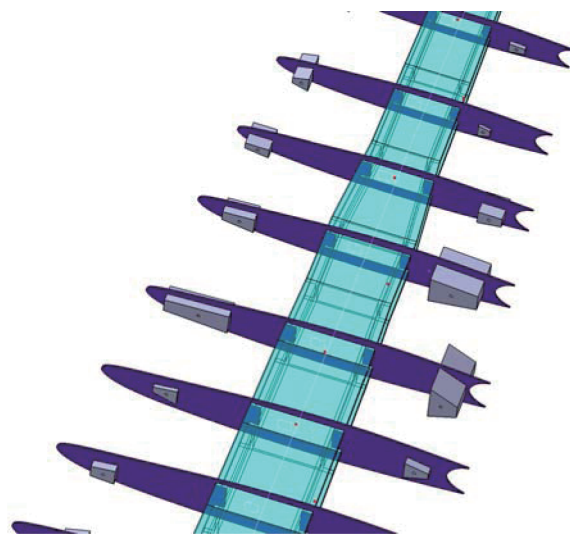


图 8 某型民机垂尾高速颤振模型配重设计结果示意图

表 1 某型民机垂尾高速颤振模型配重设计部分数据

序号	重心坐标偏差/mm			惯量偏差比例/%
	X	Y	Z	
1	50.5	39.0	0.0	4.1
2	-12.5	0.1	-0.1	-4.0
3	4.2	0.0	-0.2	0.8
4	87.2	-0.4	-0.1	-1.8
5	-84.9	0.4	-1.2	0.0
6	0.2	0.0	-2.7	1.0
7	0.0	0.4	-2.0	0.0
8	0.5	0.0	0.4	-0.2
9	54.7	-0.2	0.3	-0.3
10	-3.2	0.0	0.1	0.0
11	0.5	0.0	0.1	-0.1
12	8.5	5.0	0.0	0.0

分析表 1 可以发现,模型展向重心位置偏差较小,惯量偏差控制在 $\pm 5\%$ 以内,模型配重精度满足

工程要求。

模型加工完成后,对上述颤振模型进行振动试验,部分试验数据见表2。

表2 某型民机垂尾高速颤振模型振动试验部分数据

阵型描述	模态频率		
	目标/Hz	实际/Hz	偏差比例/%
垂尾垂直一弯	23.84	23.86	0.07
垂尾面内一弯	35.12	34.69	-1.23
方向舵旋转	38.75	38.80	0.13
垂尾垂直二弯	72.46	74.12	2.29
垂尾一扭	87.50	88.18	0.77
方向舵弯曲	139.70	140.05	0.25

分析表2可发现,实际加工的垂尾颤振模型动力学特性与设计目标符合良好,模型的模拟精度较高,进一步表明了本文所述优化方法在实际工程运用方面是可行的。

4 结论

本文针对颤振模型配重设计工程实践中存在的质量、惯量拆分公式运用问题及展向重心位置配平问题提出了一种基于刚轴方向的模型质

量、惯量线性拆分方法,并将该方法运用到某型民机垂尾跨音速颤振模型配重设计中。试验结果表明,本文方法配重计算精度高,展向重心位置配平效果好,可以推广到其他颤振模型的配重设计中。

参考文献:

- [1] 杨超. 飞行器气动弹性原理[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2011:93.
- [2] 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,2004:78-79.
- [3] 中国民用航空局. 中国民用航空规章第25部:运输类飞机适航标准[S]. 中国:中国民用航空局,2011:61-62.
- [4] 杨智春,张飞霆,赵令诚. 颤振系统中一个特殊的几何缩比效应[J]. 中国科学:物理学 力学 天文学,2014,44(3):293-298.
- [5] 管德. 气动弹性试验[M]. 北京:北京航空学院出版社,1986:107-108.
- [6] 任文敏,陈艳秋,范钦珊. 材料力学[M]. 北京:清华大学出版社,2003:91-94.

作者简介

张苏华 男,硕士,工程师。主要研究方向:气动弹性力学;
E-mail: zhangsuhua@comac.cc