

# 基于 SimDesigner 的柔性机翼动力学建模与分析

## Dynamics Modeling and Analysis of flexible wing Based on SimDesigner

蒋余芬<sup>1,2</sup> , 李志学<sup>1</sup>

(1. 清华大学智能技术与系统国家重点实验室

2. 南京炮兵学院 计算机教研室 )

**摘 要:** 针对柔性机翼气动弹性振动控制问题, 进行气动弹性工程化建模和结构动力学分析。应用气动弹性分析理论和方法, 对柔性机翼进行了结构有限元建模, 动力学特性分析, 并讨论了垂直阵风载荷下减缓控制研究。利用 SimDesigner 软件, 对柔性机翼, 进行结构模型建立, 动力学分析, 操纵面运动, 协同仿真。仿真结果验证了该方法在工程应用中是有效的。

**关键词:** 柔性机翼 气动弹性 阵风减缓 协同仿真 SimDesigner

**Abstract:** In order to explore the problem of aeroelastic vibration control of flexible wing, the engineering aeroelastic modeling and structural dynamics analysis method was designed. By using an aeroelasticity theory and method, structure modeling with FEM, dynamic characteristics analysis was done, and Gust load alleviation was discussed. Using SimDesigner, structural modeling, dynamics modeling analysis, control surface motion of flexible wing was collaborative. Through the result of collaborative simulation, a conclusion can be drawn that the method is effectual to engineering practice.

**Key words:** Flexible wing; Aeroelastic; Gust load alleviation;  
SimDesigner ; Collaborative simulation

## 引言

大展弦比飞机在飞行载荷作用下, 机翼会产生很大的弯曲和扭转变形, 因此不能将其简单视为刚体, 而应视为弹性体。早在 20 世纪 60 年代大型飞机挠性机体弹性模态问题就日显突出, 由于结构弹性改变飞机气动参数和飞机的特性, 气动特性改变可能加剧机体变化引起颤振; 另一方面飞机弹性弯曲与控制系统耦合, 控制传感器不仅感受机体刚体运动, 同时感受机体弹性弯曲运动, 当弹性弯曲与舵机控制耦合发散时, 导致飞机失稳或破坏, 因此, 对于柔性机翼的气动弹性工程化建模和动力学分析是飞机设计的重要任务。

本文对大展弦比柔性机翼在 SimDesigner for catia v5 软件中, 进行结构模型建立, 动力学特性分析, 操纵面运动, 协同仿真。SimDesigner 软件, 集成了各学科的仿真工具, 通过使用它的线性分析模块 (SimDesigner Linear Analysis), 对柔性机翼建立静力学分析有限元模型, 依据有关试验结果对静力学模型适当修改后得到机翼的动力学有限元分析模型, 对模型进行固有频率分析; 利用其运动模块 (SimDesigner Motion), 对垂直阵风的影响以偏转舵面的形式, 动态显示出舵面偏转对进行阵风减缓的影响。

## 1. 参数化建模

真实的机翼结构具有无限的自由度, 并且由各种不同力学特性的构件所组成, 要对结构进行分析计算必须将真实结构简化为有限的自由度的计算模型。结构模型化是一个相当复杂的过程, 计算模型合理与否直接影响分析计算的工作量和结果的精确性。通常的建模原则是, 在满足精度要求的前提下, 尽量使模型简化以减少分析工作量。

### 1.1 结构模型化

结构模型化的方法和分析目的有关, 静力学模型与用于气动弹性分析的动力学模型有以下差异: (1) 静力分析的任务是应力分析和各种载荷分布情况分析, 对于受压部件必须考虑失稳问题; 气动弹性分析的情况一般是微幅自由振动。

(2) 气动弹性分析着眼于机翼的总体刚度特性, 而不是结构强度细节, 因而对结构模型化时可以进行合理简化。用于气动弹性分析的动力学模型可以通过适当修改静力学模型得到。

静力学模型的建立: 根据结构的承力特性, 采用梁元、板元、杆元以及刚体元素等基本的有限元元素对机翼进行离散化。

动力学模型的建立: 对静力学模型进行适当的修改, 主要考虑修改那些静力模型中忽略的然而对于动力学提供重要的整体和局部刚度以及重要的惯性特性的部分。例如, 控制面操纵和连接件刚度、控制面配重影响到控制面偏转刚度; 机翼与控制面的填充材料, 虽然在结构承力上贡献很小, 但是对于结构刚度有相当的贡献, 而且可以消除计算中不合理或气动弹性分析不关心的局部模态; 修改单独机翼模型的质量、重心和惯性距等惯性特征。

### 1.2 模型参数化

把机翼的气动外形参数用一个  $F(x, y, z)$  函数表示, 通过另外一个函数

$G[L(\text{展长})、\text{sweepback}(\text{后掠角})、\lambda(\text{展弦比})、\eta(\text{根梢比})、\dots]$ , 描述外形坐

标参数  $F(x, y, z)$ , 就可以通过改变总体参数方便地得到需要的气动外形。

在 SimDesigner for Catia 软件中进行模型建立时,关键在于用参数、公式、表格、特征等驱动图形以达到改变图形的目的

- 1) 利用系统参数与尺寸约束驱动图形
- 2) 利用参数和公式驱动图形
- 3) 利用表格数据驱动图形

只要修改参数就可以修改模型,而不必再重新建立模型,能动态显示出变化的模型,实时的建模过程,节约了资源空间,减少重复工作,极大地提高了效率。

| 展长<br>L | 后掠角 | 展弦比<br>$\eta$ | 跟梢比<br>$\lambda$ | 机翼面积<br>S         |
|---------|-----|---------------|------------------|-------------------|
| 50.5m   | 25° | 8.6           | 3                | 300m <sup>2</sup> |

表 1 机翼外形主要参数

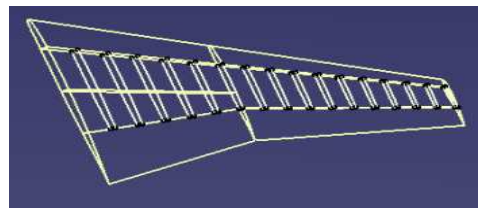


图 1 机翼三维线框图

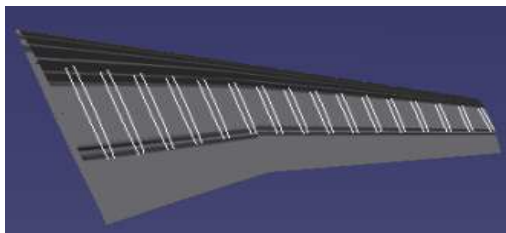


图 2 添加材料属性图

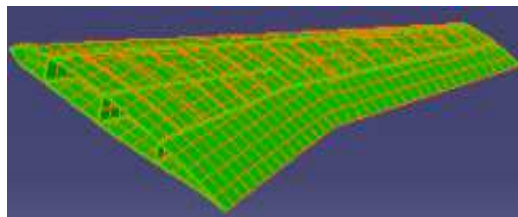


图 3 有限元模型图

## 2. 受力及模态分析

在飞行载荷作用下,柔性机翼会产生很大的弯曲和扭转变形,结构受载后的平衡态相对于未变形的结构(飞机的理论外形)具有明显的几何差异,常规的线性系统求解体系中的小变形假设已不能成立。在另一方面,大展弦比飞机的翼载并不大,结构内部的应变是微小的,材料的应力应变关系仍处于线弹性范围内。因此,对大展弦比飞机进行气动弹性分析,必须要考虑这种大位移小应变的效应,即几何非线性问题<sup>[1]</sup>。

结构几何非线性对大展弦比飞机的影响,主要体现在两个方面:一是结构整体刚度依赖不同的载荷状态而改变;二则是机翼平面形状的改变影响到气动力的分布。考虑几何大变形的结构动力特性分析基于这样的假设,即认为结构是在大的静变形平衡位置附近作微幅振动,因而可以沿用线性系统振动理论中的固有频率和模态的概念。这个方法称为“准模态”方法,比较适合于工程实用。基于“准模态”方法,结构的振动方程仍然是线性的<sup>[2]</sup>。

## 2.1 柔性机翼受力分析

使用有限元素法对研究对象进行离散化建模，整个有限元模型依据真实机翼结构进行建模，具有很好的几何与物理一致性。机翼的蒙皮、翼肋、翼梁等均采用弯曲板元素来描述。如图 3，有限元模型图。

机翼在受到载荷作用时，翼根处应力最集中，翼尖处发生了最大的变形，如图 4。在分析柔性机翼振动控制时，可以采用飞行控制方案，以减轻翼根应力的集中，在翼尖处，要着重考虑其过大的柔性变形。

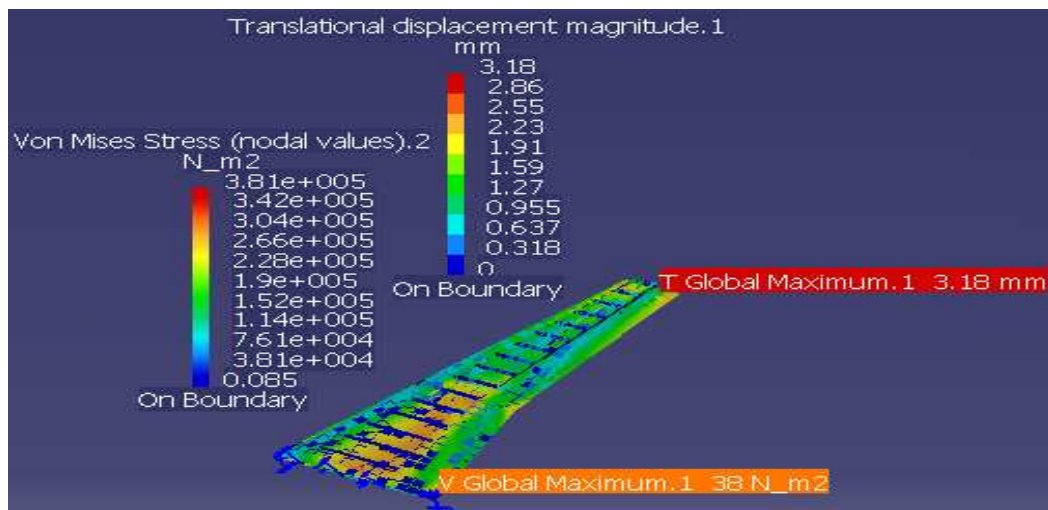


图 4 受力变形分析图

## 2.2 模态分析

依据机翼与机身的实际连接方式，将模型在根部连接点位置固支，进行固有模态计算，如表 2 所示。

| 模 态       | 一 阶   | 二 阶   | 三 阶    | 四 阶   |
|-----------|-------|-------|--------|-------|
| 频 率 rad/s | 8.094 | 20.87 | 27.836 | 29.33 |

表 2 机翼的振动模态与频率

可见，大展弦比柔性机翼的一阶频率较低，对于计算中可能会出现局部模态可以通过对有限元模型进行分析修改，就可以使其动力学特性改善。

在结构固有动力特性分析的基础上，选用合适的模态，并利用模态的正交性，推出气动弹性方程，在谐振荡假设下，得到颤振运动方程，求解颤振方程复矩阵的广义特征值问题，就可以得到颤振速度和颤振频率<sup>[2]</sup>。此处不进行专门计算。

### 3. 运动仿真

柔性机翼在飞行中受到各种因素的影响, 动态地显示出其运动状态对于分析和设计飞行控制方案是有及其重要的作用的。阵风对于飞行的影响, 一般方法是通过测量飞机所遇到的较强阵风扰动, 按照一定的控制规律偏转相应的副翼、扰流板以及内侧襟翼等舵面, 抑制或缓和这种不希望的阵风载荷或扰动, 从而改变机翼载荷分布, 减轻结构疲劳, 改善乘坐舒适性, 提高飞行轨迹精确性以减小进场着陆漂移, 减小飞机失速或失控的可能性<sup>[4]</sup>。

利用 SMO 模块, 仿真垂直阵风作用下, 以偏转副翼调节板, 分析调节板和副翼连接处的受力情况, 如图 5。

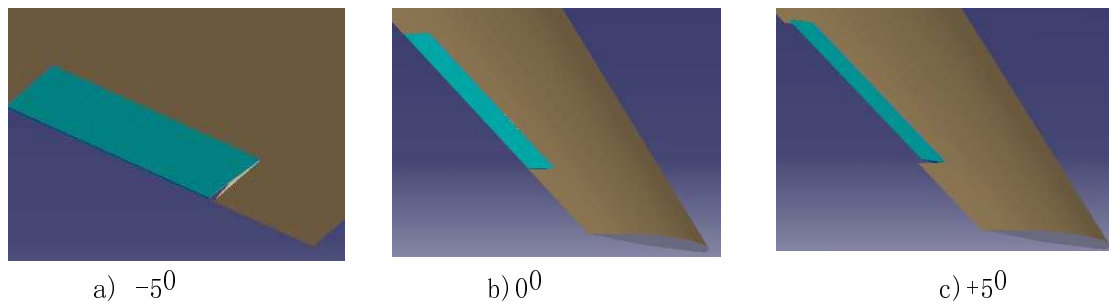


图 5 副翼调节板偏转运动截图

### 4. 结 语

本文利用 SimDesigner 软件, 对柔性机翼进行了结构有限元建模, 动力学特性分析, 进行结构模型化, 受力及模态分析, 舵面运动, 协同仿真。对于分析柔性机翼气动弹性振动控制等问题, 可以从各个阶段得到协调一致, 对于飞机设计的初步分析阶段, 这种协同仿真可以达到事半功倍的效果。

## 5 参考文献

- [1]. 谢长川, 杨超。大展弦比飞机的几何非线性气动弹性问题[A]. 第七届全国空气弹性学术交流会论文集[C], 2001  
Xie Changchan, Yang Chao. Geometrical nonlinear aeroelastic problems of large aspect ratio wing[A]. In : The 7th national air elasticity proceeding[C], 2001 (in Chinese)
- [2]. 陈桂彬 气动弹性设计基础 北京航空航天大学出版社, 2004  
Chen Guibing, The basic of Aeroelastic design , Beijing University of Aeronautics & Astronautics press, 2004
- [3]. Katsuhiro Kouda, Hiroshi Matsushita. Gust Load Alleviation Design for MUPAL- $\alpha$  Experimental Aircraft Based on the Panel Method Estimation. In: SICE Annual Conference in Fukui, August 4-6, 2003
- [4]. F.Kubica and T.Livet AREOSPATIALE, Aircraft Division, 316 route de Bayonne, 31060 Toulouse, France
- [5]. 钟登华, 可视化仿真技术及其应用 , 中国水利出版社, 2002  
Zhong Denghua, Visualization simulation technology and application, China hydraulic press, 2002