

文章编号: 2096-1618(2022)02-0131-07

# 飞行器折叠翼舵结构的动力学 建模与模态分析

张韵佳, 张浩杰, 崔志成  
(天津大学机械工程学院, 天津 300072)

**摘要:**目前飞行器的结构大多采用折叠翼舵结构的设计,目的是让空间更节省,运输更加方便。而建立合理的折叠翼舵结构模型进行动力学分析和优化,对于改进结构减小振动危害和提高飞行器的安全性尤为重要。针对折叠翼舵结构进行 ANSYS 有限元建模和模态分析,为后续折叠翼舵结构动力学分析夯实基础。由于该结构一个方向的尺度(厚度)远小于其他方向的尺度,因此忽略沿厚度方向的应力,采用壳单元进行建模。仿真结果表明,通过对数据、云图、动画等的分析,能更直接更方便地分析模型的各阶模态的特点。

**关键词:**ANSYS; 折叠翼; 有限元建模; 模态分析; 振动

**中图分类号:**TP301.6

**文献标志码:**A

**doi:**10.16836/j.cnki.jcuit.2022.02.003

## 0 引言

随着现代设计要求日益提高,有限元在各种模型设计、运动分析和故障诊断中的作用也越来越大。传统的结构设计耗费时间多,周期长,而有限元可以快速计算分析结果并进行优化。当一个结构设计出来后就会存在相应的固有频率和模态振型,而一个模型的结构质量和刚度分布决定该模型的固有频率和模态振型。当求解了模型的固有频率,则可以通过分析外界的激励结构从而得到外界激励对模型结构的影响,达到优化的结果,从而改良原模型结构。由于生活中大多数激励都是低频激励<sup>[1]</sup>,因此通常只关心结构的低阶模态和固有频率。

文中主要对飞行器折叠翼舵结构进行简化建模,再对简化后的模型做模态分析,最后分析各阶模态数据。折叠舵设计可以节省空间,但是在飞行状态下不如传统结构稳定,因此进行模态分析可以更好地推测运动状态,从而提高安全性。为了让舵面展开之后能承受较大载荷,故舵面结构的强度和刚度都需要达到一定的要求<sup>[2]</sup>。折叠翼舵结构主要是将气动面折叠,并且设定展开或者折叠的锁定。其在各种战术导弹中应用较多,如舰空导弹、地空导弹、地地导弹等。这些导弹基本都是筒式发射,所以折叠翼在折叠之后会在筒壁上锁定,而在导弹发出后,又会自动将折叠翼展开并还原<sup>[3-4]</sup>。按照弦向分离面的位置这些折叠翼可以

大致分为全折叠翼和部分折叠翼两种类型。其中全折叠翼包括尾翼式、卷叠式、潜入式、纵向折叠式等<sup>[5]</sup>,而部分折叠翼的弦向分离面在翼面中部,其原理便是将外翼一次或多次折叠后,使整个导弹所占空间减小<sup>[6]</sup>。对于这些战术导弹来说,通常其发射的时候为静止状态,导弹发射出去的速度比较小,则其载荷和气动的干扰就比较小。而相反,对于空空导弹,一般速度较大,所以载荷和气动干扰也会较大,增大了整个导弹的不确定性和不稳定性<sup>[7]</sup>。

ANSYS 是一个有着众多用途的有限元计算分析软件,可以应用于各种领域,例如:桥梁、建筑、航空航天和汽车工业等领域,从最初的固体力学领域推广到温度场、流体场、电磁场、声场等其他连续介质领域。ANSYS 通过前处理模块构造有限元模型,用分析计算模块进行线性结构分析,最后用后处理模块将计算结果以图表或云图的形式显示。ANSYS 建模时提供了多种单元类型选择,由于梁和杆单元无法满足飞行翼结构建模分析,因而选择实体单元和壳单元。对于薄壁结构,壳单元可以简化计算,而实体单元计算量会大大增加,因此文中选用壳单元进行建模<sup>[8-9]</sup>。

模态分析主要是通过分析模型结构的一些固有的动力学属性,如振型、固有频率和阻尼等去描述分析结构过程。若从数学角度去严格定义,类似于坐标的变换,即模态分析是将方程从物理空间通过模态变换方程变换到模态空间的过程。相当于将线性定常系统振动微分方程组中的物理坐标变换为模态坐标,并将方程的解转换为一组特殊的方程,这组方程即为用模态

参数和模态坐标来描述的方程。其中这个坐标变换矩阵就是模态矩阵,这个矩阵的每一列为各阶模态的振型<sup>[10]</sup>。

模态分析分为计算模态分析和实验模态分析两类。其中计算模态分析是指由有限元计算完成的模态分析,而实验模态分析则是指通过实验将采集的系统信号经过参数识别来获得模态参数的模态分析。文中主要分析的是振动模态,由于其是弹性结构固有的整体属性,所以如果能通过模态分析了解模型的各阶模态的特性,则可以大致推断出该模型在有相应的频率的外界激励下的振动响应。所以,模态分析对于结构设计和故障诊断等都具有重要的作用。

模态分析的目的是根据计算的模态参数、振动特性的数据来进行振动故障诊断或者对整体模型结构进行优化等。所以,本质上来说模态分析是研究分析模型结构的一些固有特性,通过分析模型的固有频率和模态振型就可以在现实中帮助实体实现振动应用的设计和优化。并且可通过分析模型模态的各阶模态参数,以及外界施加的载荷,就能推算出产生的实际影响,从而判定一个模型结构是否符合标准<sup>[10]</sup>。

1 有限元建模与模态分析

1.1 研究方案

实验一共分为 3 个阶段:

第一阶段:根据实验要求,首先建立长方形板壳单元结构模型,并对其进行前 20 阶的模态分析。

第二阶段:在得到飞行器折叠翼舵结构的具体参数数值后,对其进行准确的建模。但是在此过程中忽略中间的折叠结构,将整个舵结构看成一个整体,对其施加固定端并进行模态分析,观察其在不同阶模态下的振动情况以及振动云图。

第三阶段:在第二阶段的基础上,考虑舵结构中间的折叠结构,将上下两部分耦合,用弹簧模拟连接,并对其进行模态分析,查看其不同阶振动云图以及振动动画,再与第二阶段所得的结构进行对比观察。

1.2 研究对象

分析的模型分别为长方形板壳结构模型和飞行器折叠翼舵结构模型,如图 1、2 所示,其中 3 个阶段的参数设置见表 1。

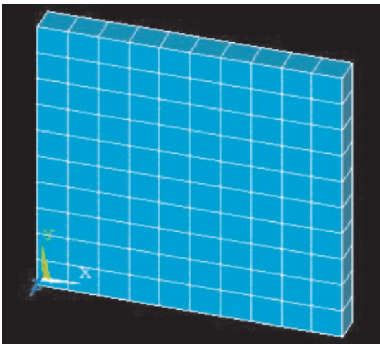


图 1 长方形板壳结构模型

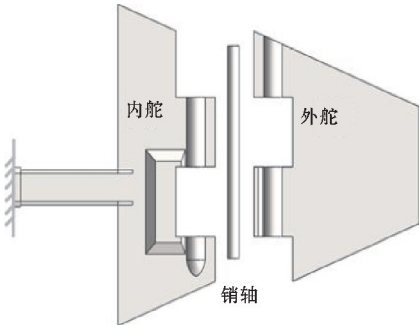


图 2 飞行器折叠翼舵结构模型

表 1 3 个阶段的参数设置

模型	泊松比	杨氏模量/GPa	密度/(kg·m <sup>-3</sup> )
长方形板壳结构	0.3	200	7850
整体舵结构	0.3	200	7850
折叠翼舵结构	0.33	71	2770

1.3 研究过程

1.3.1 模型建立

在模型建立时采用 Shell 壳结构或 solid 实体结构,分别设置各模型的形状,厚度,杨氏模量、泊松比及密度。其中,长方形板壳结构的 shell 结构设置如图 3 所示,长方形板壳结构的杨氏模量泊松比和密度的设置如图 4 所示。

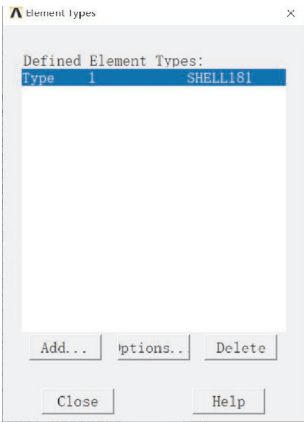


图 3 长方形板壳结构的 shell 结构设置

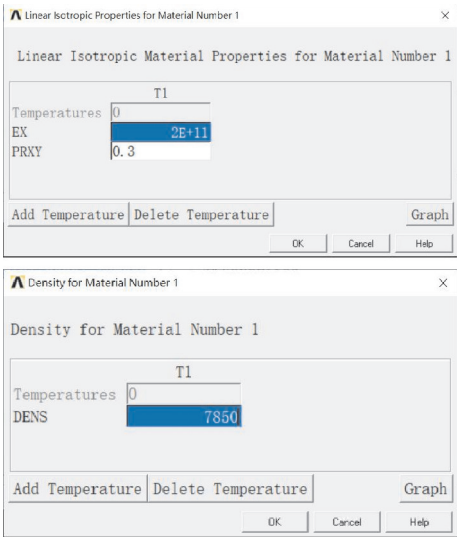


图 4 长方形板壳结构材料参数设置

在选择有限元参数以及类型之后,对其进行建模。利用关键点进行连线,再由连线确定平面,使模型的参数与实际参数相吻合。所建的模型如图 5 所示。

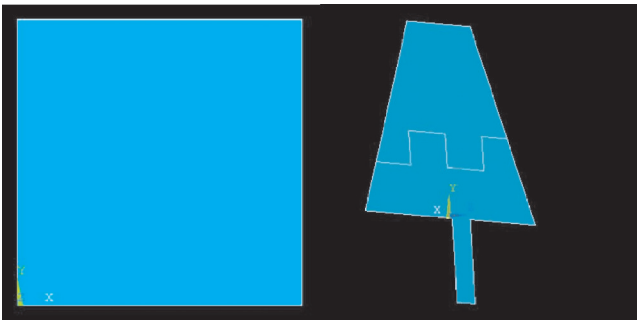


图 5 建模图

建立平面模型后,再对其画网格,画网格可以将一个整体模型划分为一格一格的单位小模型,而这些单位模型相互约束、相互联系,构成整个模型。求解这些单位模型,就能得到整个模型振动的变化趋势。文中将每一条线段分成 10 份,对其整体画网格,网格如图 6 所示。

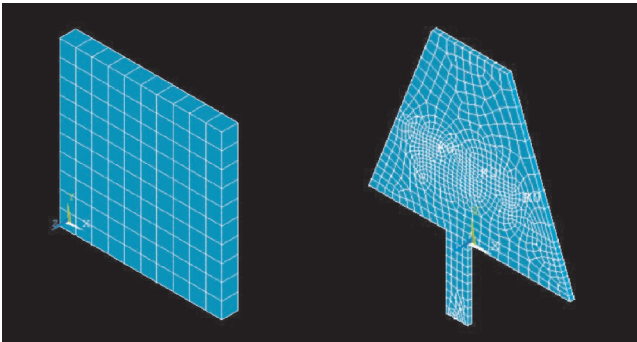


图 6 网格图

1.3.2 施加固定端约束

在网格构建完后,首先选择分析类型为模态分析,设置求解其前 20 阶模态,然后对模型施加固定端,对模型需要固定的地方进行约束。文中对 3 个阶段的模型都分别施加一个所有方向的线约束,约束如图 7 所示。

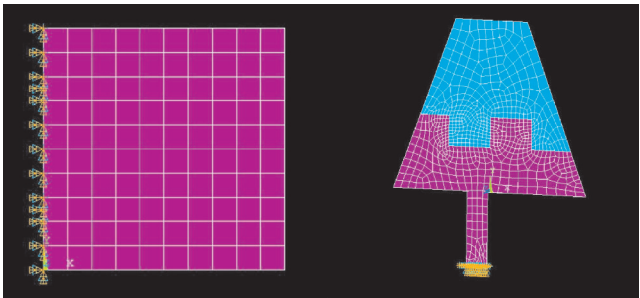


图 7 施加约束图

1.3.3 模型折叠结构的设置

在施加约束后,着重对模型折叠结构进行设置。在模型上下两部分的连接位置处取 3 对节点,利用 ANSYS 的约束方程对 6 个点的自由度进行约束,只释放其转动方向的自由度,其他 5 个自由度耦合,达到模拟铰链连接的目的。同时用弹簧单元模拟铰链的转动刚度,连接上下两个几何体,进而分析求解。

1.3.4 求解

在施加约束后,利用 ANSYS 软件进行模型求解,求解完成后在后处理界面查看前 20 阶模态所对应的频率、每一个模态所对应的振动云图、形变图、振动动画等,后处理模块可将计算结果以很多种方式显现或输出。例如:彩色等值线显示、梯度显示、粒子流迹显示、立体切片显示和矢量显示等图形方式或者图表、曲线等形式。

2 仿真结果及分析

通过模型的建立和求解,得到了各阶模态、振型相应的数据,就可以通过相应的各阶云图和动画更直接、更方便地分析各阶模态的特点。

2.1 第一阶段:长方形板壳单元结构模型

长方形板壳单元结构模型的前 15 阶模态数据如图 8 所示。可以发现每阶模态的振动频率有明显的差别。其中第一阶为整个模型的主要振动频率,重要性往后依次递减,故一般只需研究前两阶模态即可。对于长方形板壳单元结构模型,文中共分析了三阶模态。



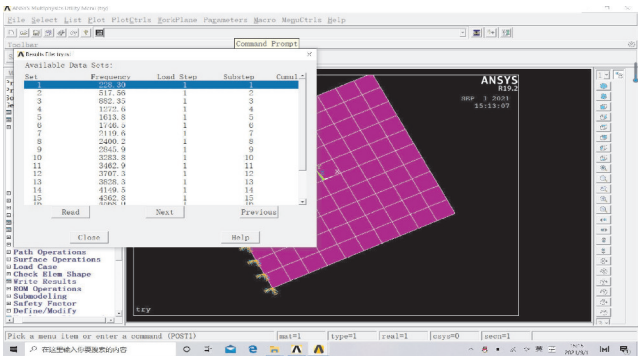


图8 长方形板模态表

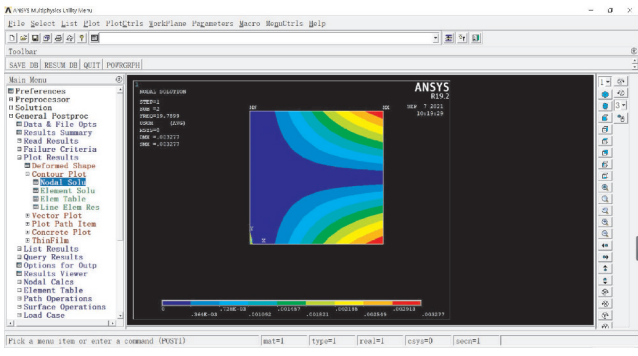


图11 长方形板二阶模态云图

长方形板壳单元结构模型一阶模态的云图和动画截图如图9和图10所示。由图9、10可以清晰地发现模型左端整个面都是固定的,模型的振幅由左往右逐渐增大,稳定程度逐渐减弱。整个模型的振动呈上下摆动的趋势,该振动主要是弯曲振动。

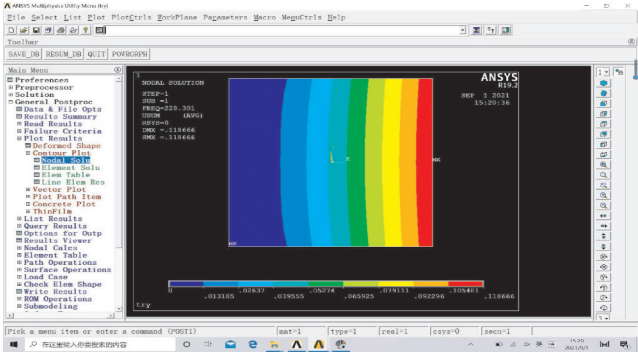


图9 长方形板一阶模态云图

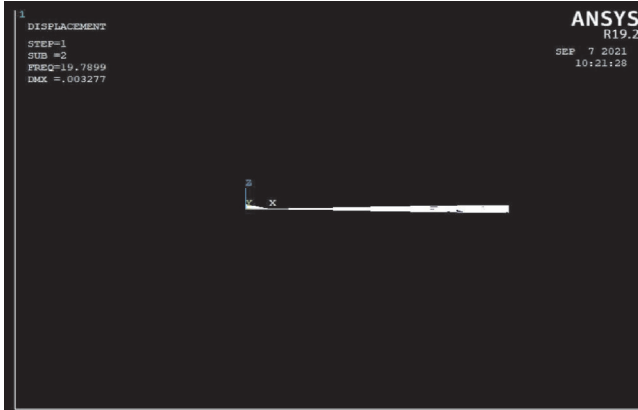


图12 长方形板二阶模态动画截图

2.2 第二阶段:整体舵结构模型

对于整体舵结构,则将最下端柄端处设置为固定约束。通过计算可得到前10阶模态数据,如图13所示。

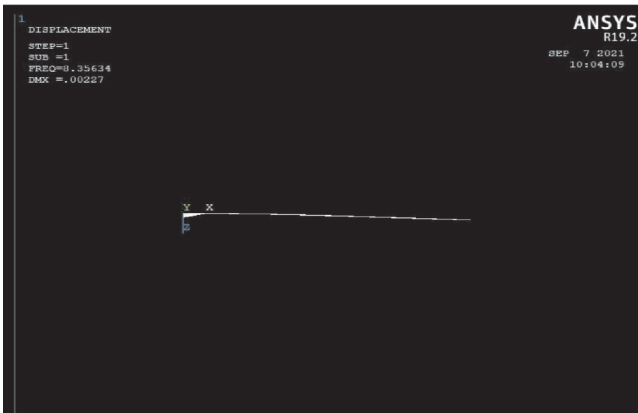


图10 长方形板一阶模态动画截图

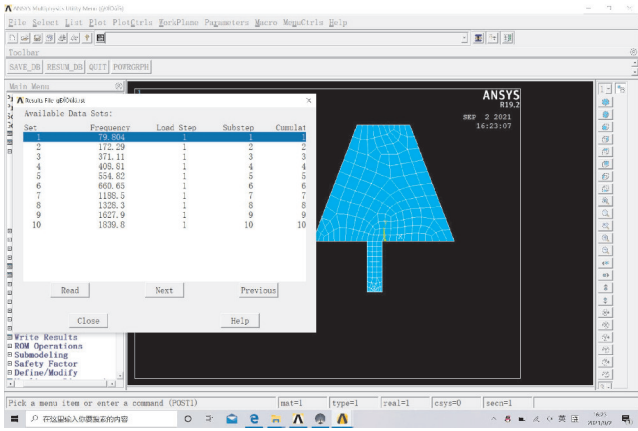


图13 整体舵结构模态表

长方形板壳单元结构模型二阶模态的云图和动画截图如图11和图12所示。由图11可得云图右端两角的振幅最大,向着左端和中间振幅逐渐减小。由图12可知该模态的振动并非像第一阶中离固定面距离相同的点同步振动,而是出现了相位差,整体运动过程存在扭转振动。

整体舵结构模型一阶模态的云图和动画截图如图14和图15所示。由图14可以很清晰地发现,模型的振幅从下到上逐渐增大,模型下方的柄和舵翼的最下方的振幅都极小。由图15可以看出,模型是以舵面为基准面做前后振动,该振动为弯曲振动。由于模型结构不再对称,所以云图不像长方形板壳单元结构的云图那样对称。

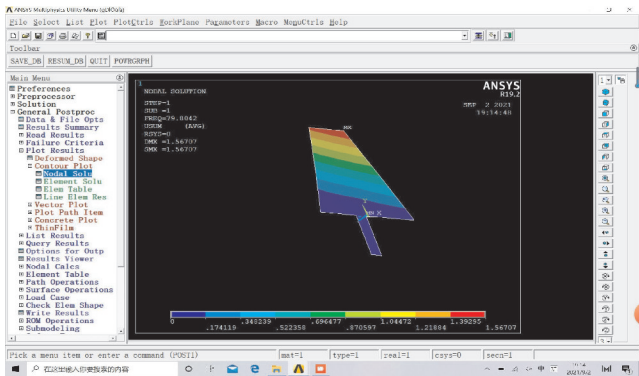


图 14 整体舵结构一阶模态云图

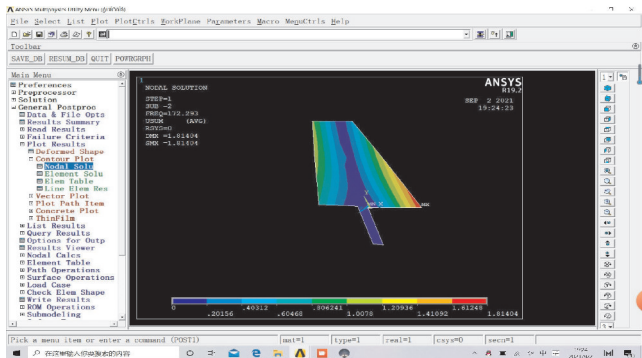


图 16 整体舵结构二阶模态云图

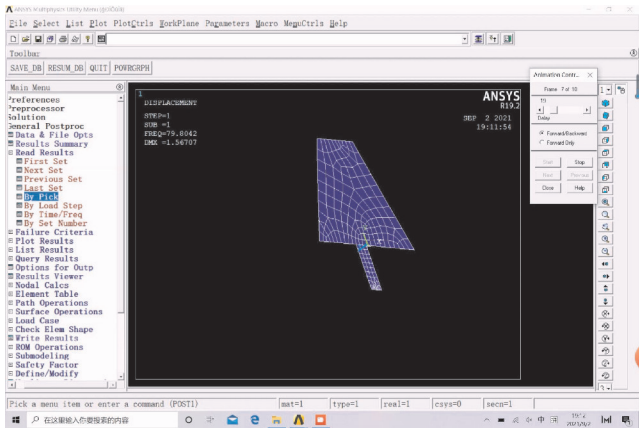


图 15 整体舵结构一阶模态动画截图对比

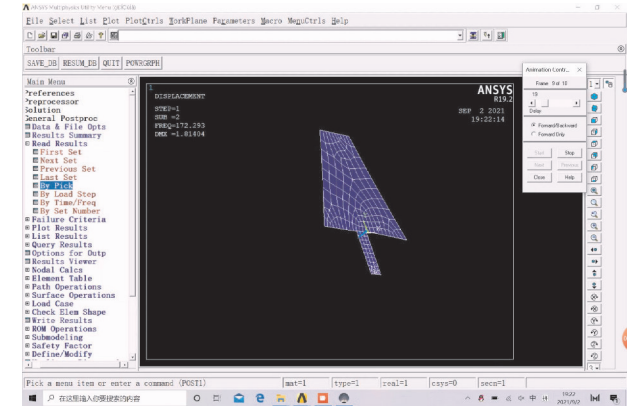


图 17 整体舵结构二阶模态动画截图对比

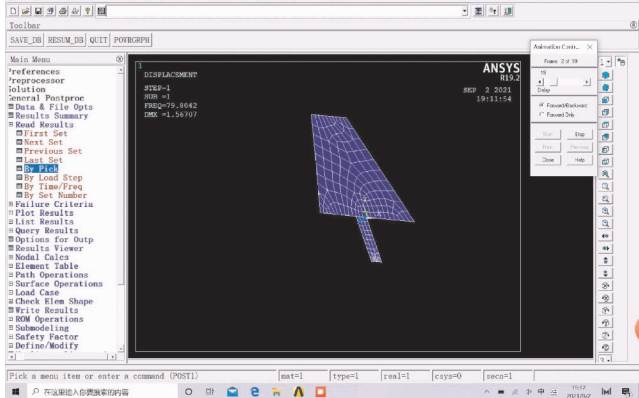


图 15 整体舵结构一阶模态动画截图对比

整体舵结构模型二阶模态的云图和动画截图如图 16 和图 17 所示。由图 16 可以很清晰地发现,由于柄的位置不处于舵面正中间,故其云图并不对称,但基本还是舵面两边振幅最大,由柄所处位置到两边振幅逐渐增大。由图 17 可看出,模型基本是绕柄所处的轴线来回振动,且并不同步,该振动主要是扭转振动。

2.3 第三阶段:折叠翼舵结构模型

对于折叠翼舵结构模型,则将柄最下端设为固定约束。通过计算可得到折叠翼舵结构模型的前 10 阶模态数据,如图 18 所示。

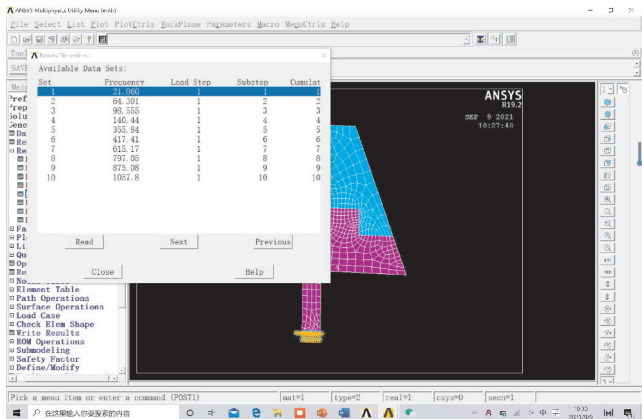


图 18 折叠翼舵结构模态表

文献[8]的折叠翼舵结构的一阶二阶模态图和数据结果如图 19 所示。

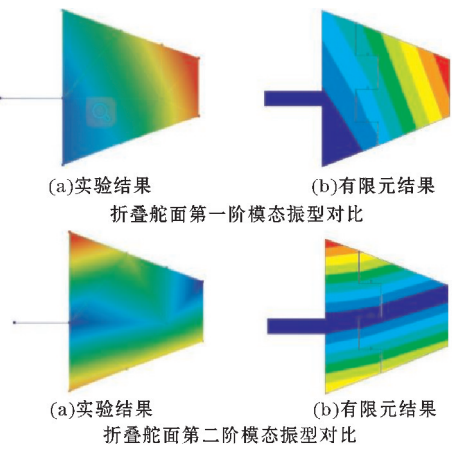


表5-3 折叠舵面固有频率结果对比

模态阶数	模态实验(Hz)	有限元(Hz)	子结构(Hz)
1	44.08	43.59	43.73
2	63.28	62.64	64.12

图19 文献[8]的结果

折叠翼舵结构模型一阶模态的云图和动画截图如图20和图21所示。由图20可以很清晰地发现,因为固定了柄最下端结构,导致柄基本没有振动,振幅由上到下逐渐减小。由图21可以发现,模型振动趋势是模型以原翼面为基准前后振动,该振动为弯曲振动,且具有不对称性。

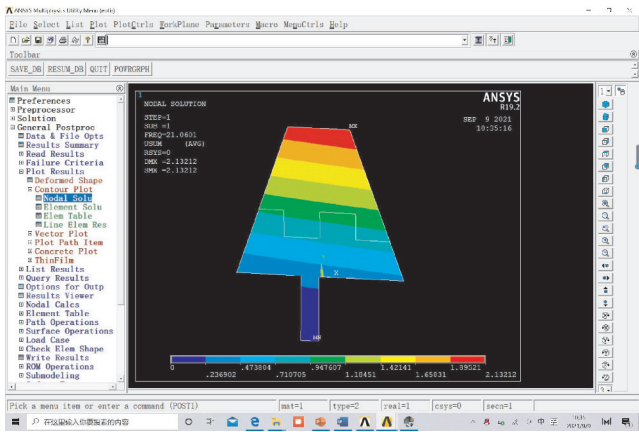


图20 折叠翼舵结构一阶模态云图

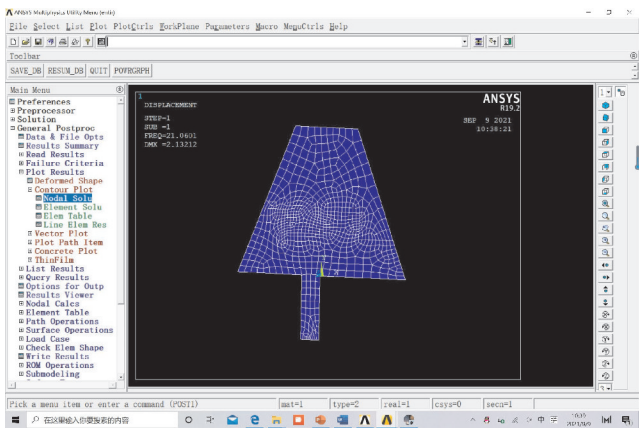


图21 折叠翼舵结构一阶模态动画截图

图22、23为折叠翼舵结构模型二阶模态的云图和动画截图。由图22可以很清晰地发现,因为模型的不对称导致振幅不对称,但基本趋势是由两边到中间振幅逐渐减小。由图23可看出模型总体是绕着柄所在的线做扭转振动,但由于两个部分是耦合连接,上半部分也会有些许绕轴振动。

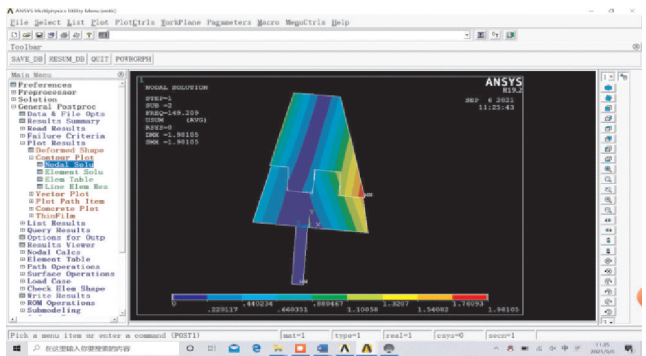


图22 折叠翼舵结构二阶模态云图

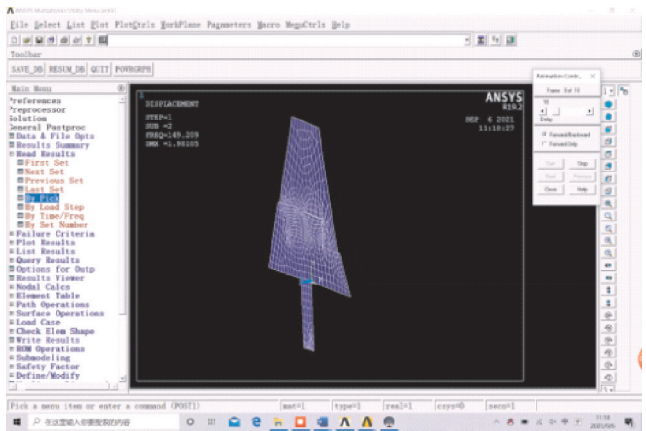


图23 折叠翼舵结构二阶模态动画截图

### 3 结束语

设计并完整地建立了飞行器折叠翼舵结构模型,完成了相应的模态分析,并将舵面的实例仿真结果与文献[8]的实验结果进行对比,可以看出无论是各阶模态的振动频率还是各阶模态的云图和动画图都与文献[8]的结论相吻合。因此整体的建模精度比较高,得出的振动过程也比较精确。

这次构建的飞行器折叠翼舵结构模型只有最基本的两部分耦合结构,而忽略了其实际模型上的很多小细节。以后还可以在模态分析的基础上进行瞬态分析,即在模型的一个节点上施加一个正弦激励,根据需要计算该连接结构各节点的位移响应、加速度响应等。

### 参考文献:

[1] 谭祥军. 为什么通常只关心低阶模态或固有频



- 率[EB/OL]. <https://zhuanlan.zhihu.com/p/32147483>-2017.
- [2] 俞渭良,张振利,童京福. 某改型导弹折叠舵的设计[J]. 上海航天,1997(3):3-8.
- [3] 单继祥,龚志斌,赵林东,等. 折叠方式对折叠翼气动及展开特性的影响[J]. 固体火箭技术,2018,41(6):787-791.
- [4] 陈克,王洪波,周国峰,等. 内埋式发射导弹折叠舵结构设计与分析研究[J]. 强度与环境,2018,45(5):52-57.
- [5] 杜厦,昂海松. 一种改进折叠弹翼结构设计与气动分析[J]. 航空兵器,2009(3):7-9.
- [6] 徐戈,王嵘,刘海鑫,等. 导弹复合材料折叠翼研究进展情况[C]. 第十七届玻璃钢/复合材料学术年会,2008.
- [7] 罗楚养,孙毓凯,王文博. 空空导弹结构技术的研究进展[J]. 航空兵器,2019(5):1-10.
- [8] 王强. 基于模态综合法的间隙非线性系统建模及动态特性分析[D]. 天津:天津大学,2019.
- [9] 王新敏,李义强,徐宏伟. ANSYS 结构分析单元与应用[M]. 北京:人民交通出版社,2011.
- [10] 谭祥军. 什么是模态分析[EB/OL]. <https://zhuanlan.zhihu.com/p/24370956>-2016.

## Dynamic Modeling and Modal Analysis of Aircraft Folding Wing Rudder Structure

ZHANG Yunjia, ZHANG Haojie, CUI Zhicheng

(School of Mechanical Engineering, Tianjin University, Tianjin 300072, China)

**Abstract:** At present, the structure of aircraft mostly adopts the design of folding wing rudder structure, in order to save space and facilitate transportation. The establishment of a reasonable model of folding wing rudder structure for dynamic analysis and optimization is particularly important for improving the structure, reducing vibration hazards and improving the safety of aircraft. The finite element modeling and modal analysis of folding wing and rudder structure are carried out by ANSYS, which lays a solid foundation for the subsequent dynamic analysis of folding wing and rudder structure. Because the scale (thickness) of the structure in one direction is much smaller than that in other directions, the stress along the thickness direction is ignored and the shell element is used for modeling. The simulation results show that the characteristics of each mode of the model can be analyzed more directly and conveniently through the analysis of data, cloud images and animation.

**Keywords:** ANSYS; folding wing; finite element modeling; modal analysis; vibration