

DOI:10.19344/j. cnki. issn1671-5276.2024.04.036

有限元连接方法在某无人飞行器建模中的应用

李欣,王昆,胡琦,冯正建,张善之

(航天时代飞鸿技术有限公司,北京 100094)

摘要:针对复杂飞行器在有限元建模中将不同结构连接的问题,对惯性释放计算方法进行验证;基于某无人飞行器的整机结构平台,分别采取 1d 单元、接触和共节点 3 种有限元连接方法实现对不同结构连接,比较每种方法的建模和计算效率以及计算结果。验证表明:在满足工程的要求下,1d 单元连接方式效率最高。

关键词:有限元;连接方式;建模;惯性释放;飞行器

中图分类号:V279 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2024)04-0187-06

Application of Finite Element Connection Method of Unmanned Aerial Vehicle

LI Xin, WANG Kun, HU Qi, FENG Zhengjian, ZHANG Shanzhi

(Aerospace Times Feihong Technology Company Limited, Beijing 100094, China)

Abstract: The calculation method of inertial relief is verified to address the connecting different structures in finite element modeling of complex aircraft. Based on the complete structure platform of an unmanned aerial vehicle, three finite element connections methods of 1d element, contact and common node are adopted to connect different structures. The modeling and calculation efficiency of each method are compared, and the calculation results are verified by experiments, which conclude that the 1d element connection method is the most efficient connection method in line with the requirements of engineering.

Keywords: finite element; connection type; modelling; inertial relief; aerial vehicle

0 引言

在航空航天领域中,有限元法已成为大型飞行器结构强度的有效研究方法。在复杂飞行器结构的有限元建模中,单元间的连接是保证不同结构间的装配与准确计算的关键。航空结构中广泛采用铆钉、螺栓、胶黏连接,波音机体上有超过 60% 的部件是通过胶黏剂连接,伊尔-86 客机上有螺栓 12 万个,铆钉 148 万个^[1]。在对具有如此大量连接结构的飞行器进行全机有限元建模时,对连接结构采用详细建模的方法不仅耗时耗力,而且会因网格和节点数过多导致计算时间过长。因此,在分析飞行器整体结构的力学性能时,对连接结构进行简化十分必要。

常用的网格连接方法有 1d 单元连接、接触连接以及共节点连接 3 种方法。王想生等^[2]基于超单元法,用弹簧单元来模拟螺接与铆接将机翼梁缘条、肋板与蒙皮进行连接,从而完成对机翼整体的应力计算。FANG 和 PALMONELLA 等^[3-4]用 CWELD 单元、ACM 焊点单元对点焊连接进行模拟,分别考察了不同工况下点焊连接的传力特性与刚度特性和其动力学中的应用。王启明^[5]通过

Spring 单元与 RBE3 单元的组合使用得到了机翼结构刚度变化对螺栓载荷分配的影响规律。对于共节点连接和接触连接的模拟,何丽等^[6]依托航天产品中的梁壳结构,并基于 ANSYS 开展了梁壳共节点连接和 MPC 绑定接触连接的模型简化,得到了简化方式对模型计算结果的影响大小。陈云等^[7]探索了薄层单元法对螺栓连接的模拟,并对机匣模态特性进行分析。陈文俊等^[8]通过螺接连接和胶螺混合连接两种接触方式研究了飞机桁条-蒙皮在载荷作用下的应力分布与大小。王丽^[9]比较了接触连接、梁连接和刚性梁连接的计算结果差异。

本文采用 1d 单元、接触和共节点 3 种连接方式分别对某四旋翼飞行器结构进行有限元建模,比较不同连接方式的建模效率以及计算结果,探讨每种方法的优劣,为大型飞行器的全机建模提供参考。

1 计算方法及验证

1.1 惯性释放计算原理

自由飞行的飞行器在空中并未受到约束,对飞行工况下的飞行器引入固定约束会引起计算误

差^[10]。惯性释放的求解方法可以很好地解决存在刚体位移的受力平衡系统的受力分析问题,不引入额外的约束反力。

结构动力学的基本方程如下^[11-13]。

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{x}} + \mathbf{C}\dot{\mathbf{x}} + \mathbf{K}\mathbf{x} = \mathbf{F} \quad (1)$$

式中: $\mathbf{F}$ 为外载荷; $\mathbf{M}$ 为结构质量矩阵; $\mathbf{C}$ 为结构阻尼矩阵; $\mathbf{K}$ 为结构刚度矩阵; $\mathbf{x}$ 为结构节点的位移。不考虑结构的惯性力和阻尼力时,动力学方程简化为静力学方程

$$\mathbf{K}\mathbf{x} = \mathbf{F} \quad (2)$$

惯性释放的求解基本原理是:将运动中的物体假设为刚体,应用刚体运动学可得到刚体在外力 $\mathbf{F}$ 作用下的节点加速度 $\ddot{\mathbf{x}}$,进而可以得到结构所受惯性力 $-\mathbf{M}\ddot{\mathbf{x}}$ 。将惯性力加载在受力系统上,与外力 $\mathbf{F}$ 构成一对平衡的外力系,则静力学方程可转化为

$$\mathbf{K}\mathbf{x} = \mathbf{F} - \mathbf{M}\ddot{\mathbf{x}} \quad (3)$$

为了消除求解过程中的刚度矩阵奇异问题,仍需对结构施加6个自由度的虚约束,但在虚约束点处不会产生约束反力,从而实现刚体位移的受力平衡系统的静力求解问题。

1.2 惯性释放方法验证

对惯性释放计算方法进行数值验证以提高可信度。首先在某求解器中进行简单模型的惯性释放计算,然后基于惯性释放理论,在另一有限元软件中对该模型进行受力平衡的静力分析,比较二者计算结果的差异。

验证模型为300 mm×200 mm×100 mm的长方体,材料弹性模量71 GPa,密度2 700 kg/m³,泊松比0.3。模型划分为边长10 mm的六面体网格,对模型底面的每个节点施加1 N的力,通过添加控制卡片激活惯性释放功能。在两个软件中保证模型的材料参数、网格划分与加载保持一致,并通过输出文件可知产生惯性力的加速度大小为40.185 m/s²,并将此加速度加载到同一模型上,形成平衡力系并打开弱弹簧功能进行求解。有限元模型如图1所示,应力和应变计算结果分别如图2和图3所示。

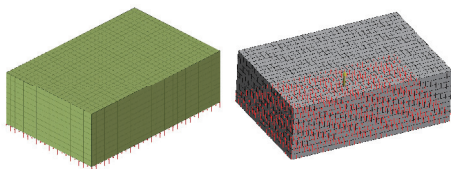


图1 两组有限元模型

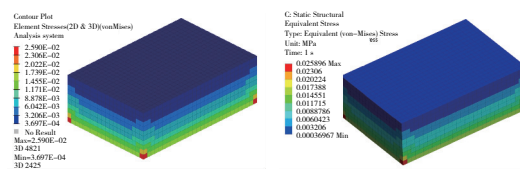


图2 两组等效应力

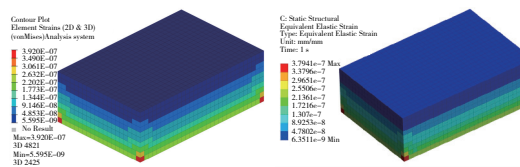


图3 两组等效应变

由计算结果可知,两组求解器求得的等效应力分别为0.025 9 MPa和0.025 89 MPa;等效应变分别为 3.92×10^{-7} 和 3.79×10^{-7} ,结果基本一致。

2 无人飞行器模型

本文的计算模型为某四旋翼无人飞行器(图4),主要结构由中心舱、机臂、机臂插座以及电机座等结构组成。该飞行器在实际组装时,不同结构间通过螺栓及铆钉相连,除机臂为T300碳纤维织物外,其余结构均为7075铝合金。对模型几何特征进行简化后,通过1d单元、接触和共节点3种连接方式模拟不同结构间的连接,并应用惯性释放法计算飞行器在悬停工况下的受力特性,比较3种方式的工作效率及计算结果,得到更适于工程的有限元连接方法。

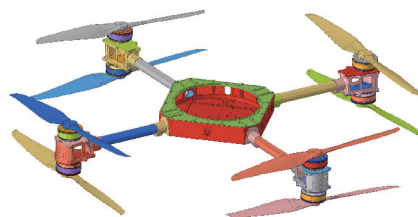


图4 四旋翼无人飞行器结构模型

3 有限元模型建立

由于飞行器所有部件均为薄壳结构,所以本文采用壳单元进行建模,通过节点偏置功能使壳单元赋予厚度属性后与几何模型一致。在建模过程中,对结构上不必要的斜角和圆角过渡区、铆钉螺栓孔、中心舱散热孔等细小特征进行去除简化,用质量点替代质量较大且非受力构件,如螺旋桨、中心舱载荷等,复合材料铺层通过截面属性

PCOMP 方式进行赋予,全局网格尺寸定义为 5 mm。悬停工况下,飞行器所受力主要来源于螺旋桨的升力,每个电机座可安装上、下两个螺旋桨,取 7g 过载和 1.5 倍安全系数进行计算,则每个机臂加载集中力的大小为 238.5 N。

3.1 1d 单元方式连接

在有限元前处理软件中,1d 单元类型十分丰富,在工程连接中起到十分重要的作用。

利用 1d 单元进行网格连接时,以 Rbe2-Char-Rbe2 的形式模拟螺栓连接,如电机座间的连接;以 RigidLink 的形式模拟夹紧处的连接,如机臂与机臂插座的连接;以 Rbe3-Conn2 形式进行模拟质量点与承重部位的连接,如螺旋桨质量点与电机座的连接,集中载荷施加在螺旋桨的等效质量点上。全机结构有限元模型与本文所用的 1d 单元连接方式如图 5 所示。

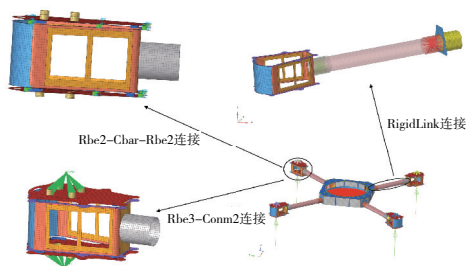


图 5 全机有限元模型及 1d 单元连接方式

3.2 接触方式连接

在有限元前处理软件中接触有绑定接触、滑动接触和黏结接触 3 种类型,黏结接触为法向可分离,但切向不可发生相对位移的接触,因此此种接触类型不适用于本文模型。对于本文的飞行器模型的接触连接,是通过螺栓预紧力夹紧方式而实现的连接。采用摩擦接触类型,如机臂与机臂插座、电机座的连接,应用此类接触会与实际情况更相符合,但会引入状态非线性,在求解过程中产生迭代计算;对其他通过螺栓螺母和铆钉连接的位置,则简化为绑定接触连接,如图 6 所示。全机通过接触方式连接后的有限元模型如图 7 所示。

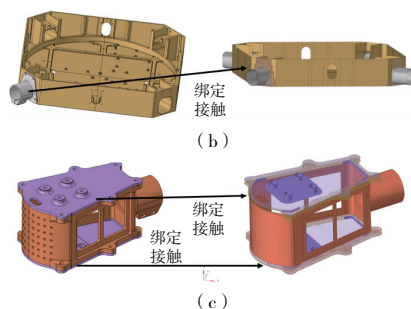
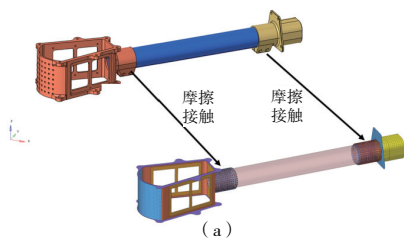


图 6 摩擦接触和绑定接触连接

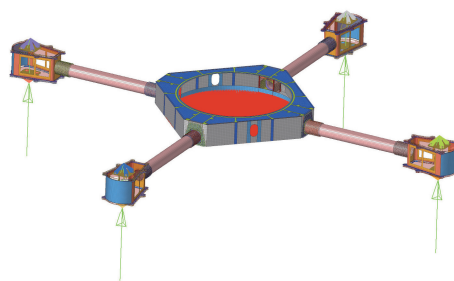


图 7 接触方式连接全机有限元模型

3.3 共节点方式连接

几何模型的前处理工作对实现共节点连接至关重要。首先要选择合适的共节点面,并通过用小面的边界线切割大面的方法,使共节点连接处的几何具有相同的拓扑结构,然后用面的延伸等命令使不同结构间的面实现共享拓扑关系,最后在画完网格时需要将共节点处的单元进行复制,通过壳单元节点偏置的功能实现显示壳单元厚度后的有限元模型与实际结构在空间位置上的一致。图 8—图 9 显示了机臂插座与中心舱在不同连接方式下不同的几何处理方式以及机臂与插座的有限元模型,图 10 为共节点连接的全机有限元模型。

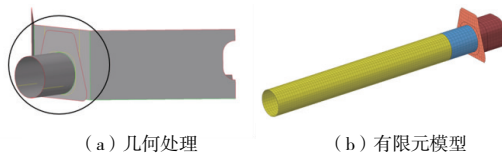


图 8 1d 单元连接几何处理及机臂有限元模型

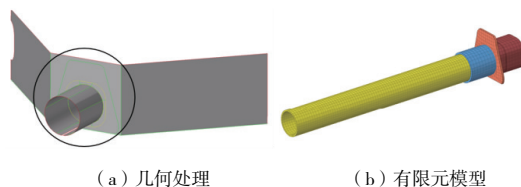


图 9 共节点连接几何处理及机臂有限元模型

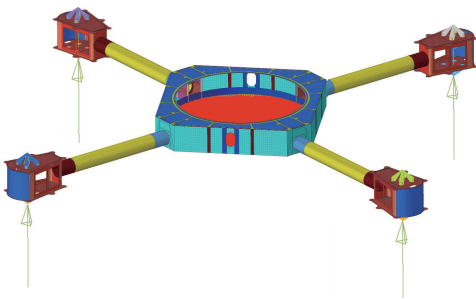


图 10 共节点连接全机有限元模型

4 试验及结果对比分析

4.1 前处理效率及质量对比

针对以上 3 种连接方法,统计了建模的工作时长,如表 1 所示。

表 1 建模与求解工作时长

连接方法	几何处理/d	划分网格/d	结构连接/d	求解调试/d	求解计算/min
1d 单元	3	3	1.0	0.5	2
接触	3	3	0.5	1.5	15
共节点	5	4	—	0.5	2

1d 单元连接、接触连接两种连接方法建模时,在几何处理和网格划分方面没有区别,而共节点连接在此方面由于更关注共节点面处的拓扑结构一致,并且在分割几何后会产生很多特征线影响网格质量,所以会花费更多的时间。在进行连接处理时,由于有限元软件提供了自动创建接触功能,因此接触连接耗时较短,而共节点连接在几何处理和网格划分时就已经完成。最后在求解方面,接触连接中存在非线性接触,采用迭代求解的方法,求解速度较慢,且存在不收敛的问题。为了完成计算,需要花费较长时间对非线性接触参数调试,但另外两种方法为线性问题,故而求解调试和计算时间较短。

统计 3 种建模方法的网格数量及网格质量,分别如表 2 和图 11 所示。

表 2 单元数量统计

连接方法	三角形单元	四边形单元	1d 单元	单元总数
1d 单元	952	68 628	241	69 821
接触	952	68 628	—	69 580
共节点	1 432	67 192	—	68 624

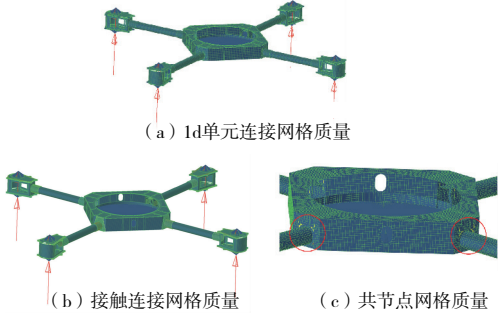


图 11 3 种连接全机有限元模型

共节点连接在划分网格时,由于特征线比较多,因此比另两种方法生成的三角形单元多了 50%,并且会产生少量质量不合格的单元,冲击碰撞等显示动力学工况的计算精度则对三角形单元和质量不合格的单元十分敏感,而静力学分析则允许少量三角形单元和质量不合格单元存在。

4.2 计算结果对比

3 种连接方式的变形计算结果如图 12 及表 3 所示。机臂变形方式为向上弯曲,最大变形均发生在机臂端部的电机座前缘处,惯性释放分析的 0 变形位置出现在距离机臂端部约 1/3 处。表 3 提取了机臂端部与根部相对于 0 变形位置的相对位移,3 种连接方式求得的最大变形与机臂的相对变形基本一致。

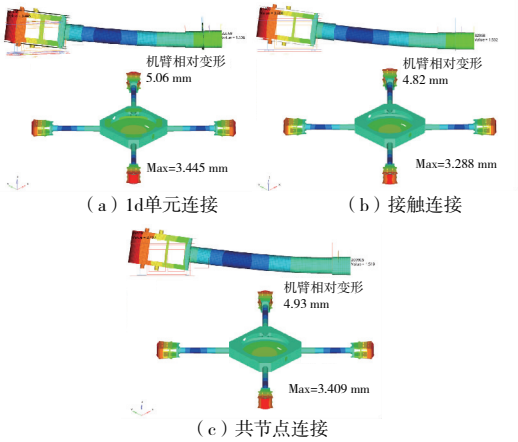


图 12 变形计算结果

表 3 计算结果

连接方法	最大变形/mm	机臂前端变形/mm	机臂根部变形/mm	机臂相对变形/mm	最大应力/MPa
1d 单元	3.45	3.45	1.61	5.06	67.95
接触	3.29	3.29	1.53	4.82	61.88
共节点	3.41	3.41	1.52	4.93	61.30

应力计算结果如图 13 和表 3 所示,1d 单元连接计算得到的最大应力相对另两种方法有较明显的偏大现象,主要是因为 RBE2 单元刚性较大,刚性连接导致机臂插座处局部刚度较大,表现为应力分布不均匀,应力相对集中。但对工程而言,整机分析并不会关注局部应力的分布,此类方法对强度校核进行较为保守的估计。

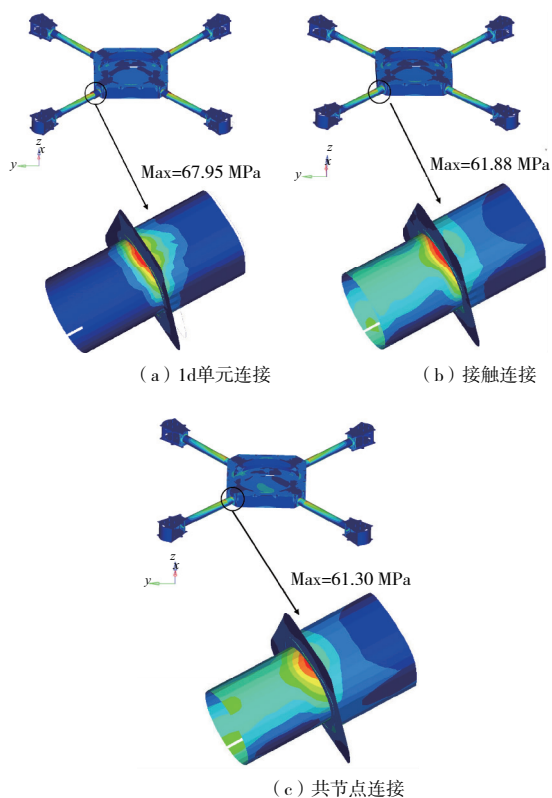


图 13 等效应力计算结果

4.3 试验结果对比

通过静力试验对数值计算方法进行验证。惯性释放状态的飞行器机臂为悬臂结构,受力方向向上。实际试验中,对机臂加载方向向下的等大作用力,二者机臂变形应近似相等。试验中的飞行器带有起落架结构,实物如图 14 所示。试验过程如下所述。

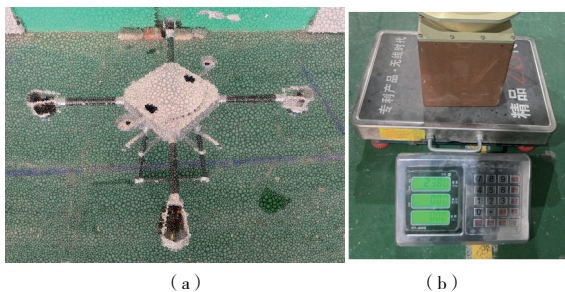


图 14 某无人飞行器及配重载荷

将飞行器放置在水平地面上,并用重物对飞行器进行固定;用测量尺测量机臂端部的电机座前缘距地面高度,如图 15 所示,并记录 3 组测量数据;用记号笔对机臂的测量点以及测量尺在地面的测量位置做标记;通过悬挂配重的方式对机臂进行加载,计算过程中,每个机臂加载 238.5 N,重力加速度取 9.8 m/s^2 ,故每个机臂需要 24 kg 的配重,应用电子秤配置配重如图 14 所示;将配重加载到电机座处,静止 3 min 后再次测量机臂端部的电机座记号点距地面高度,如图 16 所示,记录 3 组测量数据如表 4 所示;通过计算高度差,即可得到机臂的变形和数值计算相对误差,如表 5 所示。

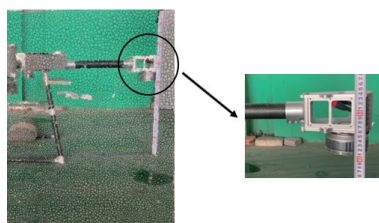


图 15 加载前测量

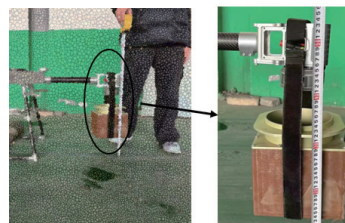


图 16 加载后测量

表 4 试验结果 单位:mm

工况	数据 1	数据 2	数据 3	平均值
加载前	540	542	539	540.3
加载后	534	537	533	534.7

表 5 机臂变形和计算相对误差

方法	变形量/mm	相对误差/%
试验	5.6	—
1d 单元	5.1	8.9
接触	4.8	14.3
共节点	4.9	12.5

试验结果表明:1d 单元连接计算结果的相对误差较另两种连接方式更小,在 10% 以内,接触连接与共节点连接相对误差较明显,但也在 20% 以内。误差波动较明显的原因是机臂变形量较小,

测量工具米尺的精度仅为 1 mm,对毫米级别的变形量无法精确捕捉,以至于 1 mm 可以引起约 20% 的相对误差。但实验结果基本可以反映本文的连接方法具有一定的准确性,其中 1d 单元连接方法的便利性与准确性可以为大型复杂飞行器有限元建模及计算提供支持。

5 结语

1) 共节点连接在对模型进行几何处理时花费时间较长,过多的特征线导致网格质量的控制更加困难,但结构细节处应力的计算结果分布较好。

2) 接触连接为模型创建连接最容易,对网格质量也有很好的把控,但由于存在状态非线性,因此在求解调试和计算时间方面花费较长时间,结构细节处应力的计算结果也分布较好。

3) 1d 单元连接不论在处理模型还是在求解计算以及单元质量把控方面都是 3 种方法中最优的,虽然会导致局部刚度过大,丢失结构细节处的应力分布信息,但计算结果相对另外两种方法较为保守。

4) 通过试验对本文的计算内容进行了验证,1d 单元连接的相对误差最小为 8.9%,另两种连接方法相对误差在 20% 以内。过大的相对误差主要由测量工具精度不足引起的。

对于整机计算的工程问题而言,建议在整机分析的工程问题中,采用 1d 单元连接方法完成建模。

参考文献:

- [1] 赵波,陈娜娜,刘少权. 常用连接结构在简化有限元模型中的模拟方法[J]. 数学建模及其应用,2016,5(1):9-17.
- [2] 王想生,赵彬. 飞机主承力结构细节分析[J]. 飞机设计,2008,26(6):12-17.

- [3] FANG J, HOFF C, HOLMAN B, et al. Weld modeling with MSC. Nastran [C]// Proceedings 2nd MSC Worldwide Automotive Conference, Dearborn, Michigan. USA:[s.n.], 2000.
- [4] PALMONELLA M, FRISWELL M, MOTTERSHEAD J, et al. Guidelines for the implementation of the CWELD and ACM2 spot weld models in structural dynamics[J]. Finite Elements in Analysis and Design, 2004, 41(2): 193-210.
- [5] 王启明. 结构刚度对机翼连接件连接螺栓载荷分配的影响[J]. 机械制造与自动化, 2016, 45(1): 50-53.
- [6] 何丽,张博宇,王玺,等. 层叠式梁壳组合结构建模方法分析[J]. 导弹与航天运载技术, 2018(3): 84-87.
- [7] 陈云,臧朝平,杨志强. 机匣螺栓连接虚拟薄层单元建模方法[J]. 机械制造与自动化, 2022, 51(3): 117-129.
- [8] 陈文俊,周桂宇,赵鲁春. 飞机桁条-蒙皮连接结构的接触应力研究[J]. 机械研究与应用, 2015, 28(4): 102-105.
- [9] 王丽. 基于 ANSYS Workbench 螺栓连接不同建模方法的有限元分析[J]. 汽车实用技术, 2019(8): 126-129.
- [10] 章飞,程芳. 应用惯性释放方法的静气动弹性发散分析[J]. 航空工程进展, 2021, 12(6): 68-72.
- [11] 张鹤. 基于惯性释放的细节有限元模型分析[J]. 航空科学技术, 2019, 30(9): 92-95.
- [12] JEFFREY A MORGAN, ROY R CRAIG Jr. Comparison of threecomponent mode synthesis methods for non - proportionallydamped systems [D]. USA: AIAA, 2000.
- [13] VELLAICHAMY S. Transient dynamic fatigue analysis using inertia relief approach with modal resonance augmentation[C]//SAE Technical Paper Series, United States: SAE International, 2002.

收稿日期:2023-01-17