

文章编号: 1000-8055(2023)06-1480-09

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220899

航空发动机螺栓连接结构薄层单元静力学 非线性模型修正

刘 玉¹, 赵迪文¹, 艾延廷¹, 付鹏哲², 刘仕运²

(1. 沈阳航空航天大学 辽宁省航空推进系统先进测试技术重点实验室, 沈阳 110136;
2. 中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110066)

摘 要: 针对于航空发动机机匣带有止口的螺栓连接结构的非线性刚度特征提出一种新的非线性模拟方法以及模型修正方法。首先提出了一种非线性薄层单元方法对螺栓连接结构的非线性刚度特征进行模拟, 并对模拟结果进行评估; 然后, 提出一种新的双加权响应面修正方法; 最后, 使用该修正方法对螺栓连接结构静力学非线性模型修正; 结果表明: 本文建立的非线性薄层单元简化模型可以预测实际螺栓连接结构考虑止口接触面粗糙度的非线性刚度特征; 提出双加权响应面修正方法修正前后的刚度误差维持在 3.5% 以内, 验证了建模以及修正方法的可行性。

关 键 词: 螺栓连接结构; 有限元建模; 非线性刚度模拟; 非线性模型修正; 刚度测试
中图分类号: V232 **文献标志码:** A

Modification of static nonlinear model of thin layer element for aeroengine bolted structure

LIU Yu¹, ZHAO Diwen¹, AI Yanting¹, FU Pengzhe², LIU Shiyun²

(1. Liaoning Key Laboratory of Advanced Measurement and Test Technology for
Aviation Propulsion System, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;
2. Shenyang Engine Research Institute,
Aero Engine Corporation of China, Shenyang 110066, China)

Abstract: A new nonlinear simulation method and model modification method were proposed for the nonlinear stiffness characteristics of bolted structures with notches in aeroengine casings. A nonlinear thin layer element method was proposed to simulate the nonlinear stiffness characteristics of bolted structures, and the simulation results were evaluated. A new dual weighted response surface correction method was also proposed. The modified method was used to modify the static nonlinear model of bolted structures. The results showed that the simplified nonlinear thin layer element model can predict the nonlinear stiffness characteristics of actual bolted structures considering the roughness of the seam contact surface; a dual weighted response surface correction method was proposed to maintain the stiffness error within 3.5% before and after correction, verifying the feasibility of the modeling and correction method.

Keywords: bolted structure; finite element modeling; nonlinear-stiffness simulation;
nonlinear model modification; stiffness-test

收稿日期: 2022-11-23

基金项目: 辽宁省教育厅面上项目(JYT2020053); 沈阳航空航天大学博士启动基金(19YB39)

作者简介: 刘玉(1989—), 男, 讲师, 博士, 主要从事航空发动机结构强度、力学振动研究。

引用格式: 刘玉, 赵迪文, 艾延廷, 等. 航空发动机螺栓连接结构薄层单元静力学非线性模型修正[J]. 航空动力学报, 2023, 38(6): 1480-1488.
LIU Yu, ZHAO Diwen, AI Yanting, et al. Modification of static nonlinear model of thin layer element for aeroengine bolted structure[J].
Journal of Aerospace Power, 2023, 38(6): 1480-1488.

有限元分析方法因其理论基础简明、物理概念清晰、模拟精度高等优点,被广泛应用于许多航空发动机性能研究中。准确模拟参数对航空发动机力学特征分析至关重要。然而,在有限元建模过程中必然存在一定的阶次误差和参数误差^[1-2],所以需要进行模型修正^[3-5]。在过去的30年里,有限元模型修正技术在航空发动机性能研究方面发展迅速,各种新理论在该领域得到广泛应用。根据修正目标的不同,可以分为直接修正技术和参数修正技术^[6-7]。与传统的直接修正技术相比,参数修正技术由于修正后物理意义明确,在工程实践中普遍采用。Stentson^[8]确定了模态参数以及变体积结构参数,最后计算出修正后的有限元模型的刚度矩阵和质量矩阵。Kabe^[9]做了进一步的研究,保留了修正后的计算模型刚度矩阵。Kabe的研究是一个很大的进步,但这种方法只适用于自由度较少的系统。Mottershead和Friswell等^[10-11]对参数模型修正技术进行了更加细致的研究,极大地推动了设计参数修正技术的发展。任伟新等^[12]研究了基于2阶响应法的结构静力学有限元模型修正方法;邓苗毅、马双超等^[13-15]以两跨连续梁结构为研究背景,验证了模型修正的计算效率,获得了高精度的仿真计算模型。总之,基于响应法的有限元模型修正是在修正理论的基础上结合统计理论发展起来的,具有较高的修正精度,并且提高了计算效率。但是在修正优化迭代的过程中,需要不断地调用仿真模型,每进行一次优化,就要调用一次仿真模型,当涉及多参数目标进行动力学优化时,就会导致所需时间长,计算量大,动力学特征不明显等问题。为解决上述问题,基于实测数据提高模型修正的效率受到极大关注。

频率特征值、振动模态振型、频响函数等动力学实测数据在试验测试过程中易受噪声影响,且对系统结构的局部损伤不太敏感,相比之下,静力学实测数据具有测试准确、受噪声干扰小等优点,使得基于静力测量数据的模型修正技术具有广阔的应用发展前景^[16]。2003年向天宇等^[17]以实测形变响应值为基准,结合灵敏度分析方法,对两跨连续梁结构进行有限元模型修正和损伤识别,取得了很好的识别效果。2004年邱春图等^[18]以静力学试验测试响应值为依据,对飞机整体有限元模型进行静力学修正研究,并提出了实测数

据的可靠性评估和确认方法。2007年Lee等^[19]基于静力测量数据对连接翼结构有限元初始模型进行迭代优化计算,使修正后的有限元模型与试验测试结果具有较好的一致性。2009年邓苗毅等^[20]以实际桥梁结构为背景,利用实测静力载荷数据对桥梁结构进行静力学模型修正研究,研究结果为同类桥梁结构的实际静力性能的评价工作提供了依据。2015年翟学、王建军等^[21-22]基于实测静刚度试验数据对某型航空发动机静子机匣结构进行修正研究,使修正后的静子系统响应值与试验测试值十分接近,取得了较好的效果。现有研究中,普通的响应面修正方法只能对线性问题进行修正,针对于静力学非线性刚度的修正方法仍有待完善。

准确建立螺栓连接结构结合面的等效模型一直以来都是国内外学者研究的热点。Song等^[23]提出一种调整的Iwan梁单元来模拟结合面,并通过实时机器学习力场(MLFF)神经网络识别出该单元中的参数。徐超等^[24]通过改进的Iwan模型来建立非线性连接单元,分析了螺栓连接梁的非线性动力学特征。Liao等^[25]提出了一种使用虚拟梯度材料模拟结合面的方法,并且基于胡克定律推导出材料的弹性模量和切变模量。Beaudoin等^[26]提出一种非线性的块状模型,该模型将连接件的几何参数纳入考虑范畴,并且表征出了接触面的间隙和摩擦行为。薄层单元由于原理简单,易在有限元软件中建模计算,因此也是目前最常用的结合部等效模型之一。Zhao等^[27]探讨了螺栓预紧力对固有频率的影响,以薄层单元表示界面接触,对比试验和有限元分析,得到了接触刚度与螺栓预紧力的关系。姜东等^[28]基于薄层单元理论对螺栓搭接结构进行有限元建模,且对薄层单元参数进行识别。姚星宇、刘玉等^[29-31]针对航空发动机中的螺栓连接结构,研究了薄层单元材料参数对连接刚度的影响规律,并推导出薄层单元材料参数的计算公式。

本文以某航空发动机机匣带有止口的螺栓连接结构为对象,基于静力学模型修正的基本原理,利用薄层单元对刚度矩阵的非线性特征进行模拟,对模型进行验证后,依据实测静力学响应信息,提出一种新的双加权响应面修正方法,并完成静力学非线性模型修正。本文建立的薄层单元简化模型结构简单、计算方便,具有良好的静力学特

征,形成的参数型修正方法可以避免对模型进行多次调用,提高了模型修正的效率,具有很强的工程适用性。

1 基于薄层单元法的螺栓连接结构非线性建模方法

1.1 薄层单元基本原理

对螺栓连接处进行薄层单元法建模。假设分块的薄层单元为8节点六面体实体单元,单元中任一点形变可表示为

$$\begin{cases} x = \sum_{i=1}^8 N_i x_i \\ y = \sum_{i=1}^8 N_i y_i \\ z = \sum_{i=1}^8 N_i z_i \end{cases} \quad (1)$$

式中 N_i 是8节点六面体单元第 i 个节点的形函数, x_i 、 y_i 和 z_i 是第 i 个节点坐标。根据弹性力学基本方程,单元应变向量 ε 为

$$\varepsilon = B a^T \quad (2)$$

式中 B 为单元几何矩阵, a 为单元中的节点形变向量。单元应力向量 σ 与节点形变向量 a 的关系为

$$\sigma = D \varepsilon = D B a^T \quad (3)$$

式中 D 为弹性矩阵。对于螺栓连接结构对接面,忽略各个方向间的耦合刚度,则弹性矩阵变为

$$D = \begin{bmatrix} c_{11} & & & & & \\ & c_{22} & & & & \\ & & c_{33} & & & \\ & & & c_{44} & & \\ & & & & c_{55} & \\ & & & & & c_{66} \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中 c_{11} 、 c_{22} 、 c_{33} 代表三个方向的弹性模量, c_{44} 、 c_{55} 、 c_{66} 代表三个平面的切变模量,弹性矩阵所在坐标系与节点坐标系一致。根据虚功原理,单元刚度矩阵为

$$K^e = \oint_{V_0} B^T D B dV_0 \quad (5)$$

式中 V_0 是单元体积。最后,集合单元刚度矩阵 K^e 和节点力向量 F^e 形成螺栓连接机匣法兰结构的刚度矩阵 K 和螺栓连接机匣法兰结构的节点力向量 F ,从而静力学有限元方程可表示为

$$K a^T = F^T \quad (6)$$

$$\begin{cases} \frac{\partial N_i}{\partial x} = A_{ix} \\ \frac{\partial N_i}{\partial y} = A_{iy} \\ \frac{\partial N_i}{\partial z} = A_{iz} \end{cases} \quad (7)$$

式中 A_{ix} 、 A_{iy} 、 A_{iz} 为节点各个方向形函数 N_i 的偏导数。

根据薄层单元法的有限元方程,需要明确航空发动机螺栓连接结构薄层单元法的力学参数,该力学参数可以表征螺栓连接结构的刚度特性。如图1所示,螺栓连接机匣法兰结构的轴向刚度定义为

$$k_n = \frac{F_n}{\Delta l} \quad (8)$$

式中 F_n 是结构所受的轴向力, Δl 是整个结构的轴向形变。

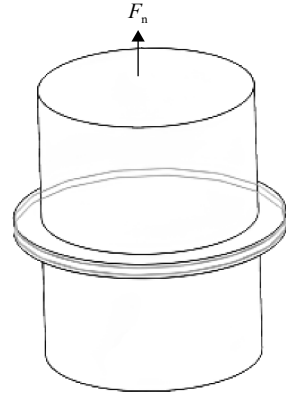


图1 螺栓连接结构轴向刚度定义

Fig. 1 Definition of axial stiffness of bolted structures

当螺栓连接机匣法兰结构受到轴向力作用时,整个结构的横向形变几乎为0,可以忽略不计,所以在只考虑轴向刚度问题时,根据式(8)螺栓连接机匣法兰结构的轴向刚度可以进一步表示为

$$k_n = \frac{F_n}{\Delta l} = \sum_{i=1}^k \oint_{V_0} (A_{ix} c_{11}) dV_0 \cdot \frac{X_i}{\Delta l} + \dots + \sum_{i=1}^k \oint_{V_0} (A_{ix} c_{11}) dV_0 \cdot \frac{X_i}{\Delta l} + \sum_{i=1}^k \oint_{V_0} (A_{(i+1)x} c_{11}) dV_0 \cdot \frac{X_{(i+1)}}{\Delta l} + \dots + \sum_{i=1}^k \oint_{V_0} (A_{ix} c_{11}) dV_0 \cdot \frac{X_i}{\Delta l} \quad (9)$$

式中 k 为某个节点被单元共有的单元数, $k \leq 8$,

X_i 为对应单元的轴向形变。 $\sum_{i=1}^k \oint_{V_0} (A_{ix} c_{11}) dV_0 \cdot \frac{X_i}{\Delta l} + \dots + \sum_{i=1}^k \oint_{V_0} (A_{ix} c_{11}) dV_0 \cdot \frac{X_i}{\Delta l}$ 部分代表不同扇区

的薄层单元(圆形区域), $\sum_{i=1}^k \oint_{V_0} (A_{(i+1)x} c_{11}) dV_0 \cdot \frac{X_{(i+1)}}{\Delta l} + \dots + \sum_{i=1}^k \oint_{V_0} (A_{ix} c_{11}) dV_0 \cdot \frac{X_i}{\Delta l}$ 部分代表整个结构剩下部分的非薄层单元。可以看出, 螺栓连接机匣法兰结构的轴向刚度与轴向弹性模量、单元形函数和节点的轴向形变有关。对于一个具体的结构, 横截面尺寸和单元类型是确定的, 因此, 当节点坐标系为笛卡儿坐标时, 螺栓连接机匣法兰结构的轴向刚度 k_n 由不同区域薄层单元的轴向弹性模量 c_{11} 确定。

1.2 考虑止口接触面的非线性刚度薄层单元建模与模拟

在航空发动机转子与静子机匣结构中, 连接件与被连接件之间一般都存在止口, 如图2所示, 主要起到增加连接件与被连接件之间的径向紧度和密封等作用, 在一定程度上还能起到定位的作用。根据实际机匣结构, 基于接触单元建立实体模型如图3所示。设置为轴向方向一端施加约束, 另一端施加轴向载荷 $0 \sim 2 \text{ kN}$ 的边界条件, 计算得到非线性刚度特征如图4所示。由于接触单元网格复杂、计算缓慢, 因此利用薄层单元法对螺栓连接结构进行简化, 去掉螺栓和螺栓孔, 用上下法兰接触面间的薄层单元模拟螺栓连接, 采用壳单元对圆筒部件进行等效简化来等效模拟螺栓连接结构力学行为, 在薄层单元与对应接触的壳单元之间建立绑定接触, 螺栓的质量采用 Mass21 单元集中模拟, 建立的简化模型如图5所示。

由于止口过盈量导致摩擦力存在, 螺栓连接结构的轴向刚度会表现出一定的非线性特征, 如图6所示。在 ANSYS 软件中使用一种双线性的随动强化模型, 通过对关键项进行设置, 可以实现非线性刚度模拟。对于大多数受应变载荷的金

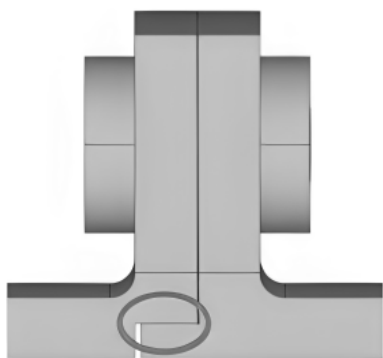


图2 带有止口的螺栓连接结构

Fig. 2 Bolted structure with seam

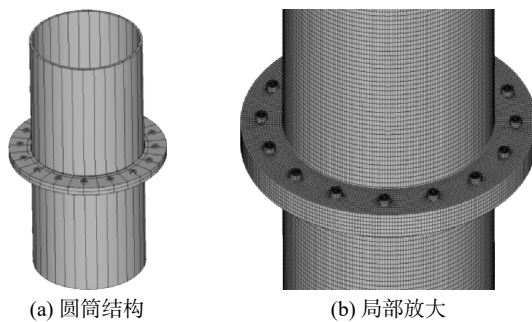


图3 螺栓连接接触单元圆筒结构有限元模型

Fig. 3 Finite element model of cylindrical structure with bolted contact element

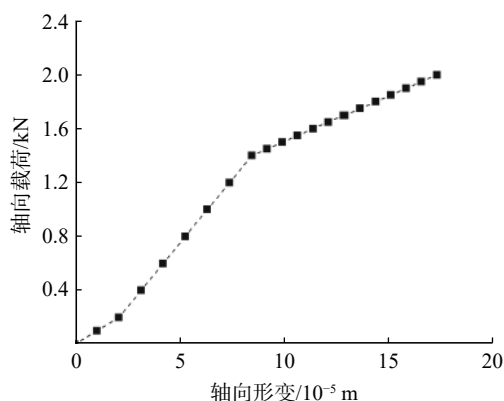


图4 接触单元非线性刚度特征

Fig. 4 Nonlinear stiffness characteristics of contact elements

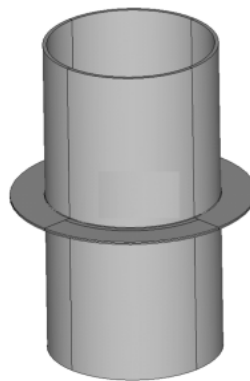


图5 螺栓连接薄层单元圆筒结构有限元模型

Fig. 5 Finite element model of cylinder structure with bolted thin layer element

属而言, 遵循随动强化规律。随动强化满足包辛格效应, 即刚度屈服前后, 体现出明显的非线性。本文对薄层单元的材料赋予双线性的随动强化模型, 分别针对屈服前后的刚度进行模拟, 通过设置屈服前后的应力和弹性模量模拟螺栓连接结构的非线性轴向刚度特征, 得到如图7所示的非线性特征。

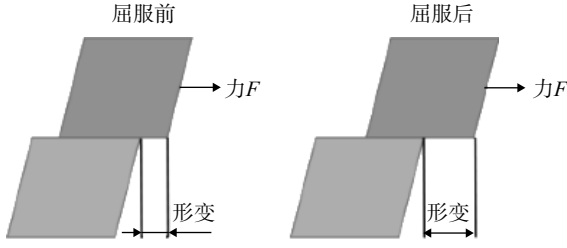


图6 止口接触面非线性特征

Fig. 6 Nonlinear characteristics of lip contact surface

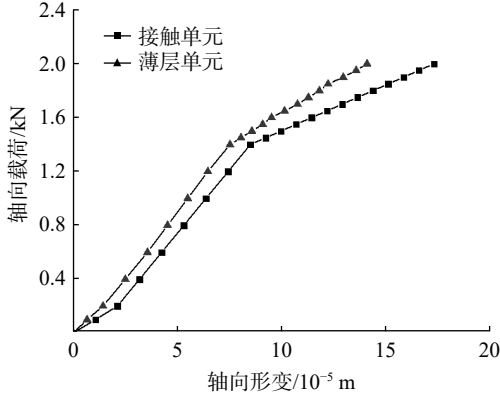


图7 薄层单元非线性刚度特征

Fig. 7 Nonlinear stiffness characteristics of thin layer element

由图7可知,在载荷较小阶段,接触面处于黏滞状态,只发生弹性形变。随着横向载荷的增大,止口接触面出现滑移。在滑移阶段止口上、下两侧的接触状态发生改变使得接触刚度减小,轴向刚度减小,发生刚度屈服。利用接触单元和薄层单元都可以对螺栓连接结构的非线性刚度特征进行模拟,但是两种不同模拟方法的预测结果之间具有一定的差异性,与真实结果的准确性无法保证,因此需要针对于薄层单元模型进行模型修正。

2 非线性刚度薄层单元模型修正

2.1 双加权目标函数构建

以静力学实测数据为基准的模型修正方法假定结构为线弹性及小形变,其修正的基本原理是:建立结构初始有限元模型后,选择合理的模型修正参数,基于静力实测数据,通过优化迭代计算来不断调整有限元模型的参数,使得仿真模型响应计算值与结构实测响应值差异最小,进而实现模型参数修正。这个过程可转化为数学优化求解问题,根据不同的实际工程求解问题,构造相应形式的目标函数,如式(10)所示:

$$f = f[S_{\text{FEM}}(P, c) - S_{\text{test}}(P)] \quad (10)$$

式中 $S_{\text{FEM}}(P, c)$ 是有限元仿真模型计算的响应值;

$S_{\text{test}}(P)$ 是试验数据的响应值; P 是施加的轴向载荷; c 是对应不同阶段的轴向弹性模量。本文将响应面方法引入到非线性模型修正中,并采用二次不含交叉项的双加权响应面多项式模型来建立响应面模型,对屈服前后分别构建具体的目标函数如下:

$$J_1(c_1) = \left[\frac{a_1(c_1) - a_{1t}}{a_{1t}} \right]^2 \quad (11)$$

$$J_2(c_2) = \left[\frac{a_2(c_2) - a_{2t}}{a_{2t}} \right]^2 \quad (12)$$

式中 J_1 是发生屈服前模型预测轴向形变和试验轴向形变的残差; J_2 是发生屈服后模型预测轴向形变和试验轴向形变的残差; c_1 是发生屈服前待修正的薄层单元弹性模量; c_2 是发生屈服后待修正的薄层单元弹性模量; $a_1(c_1)$ 是发生屈服前的有限元轴向形变; $a_2(c_2)$ 是发生屈服后的有限元轴向形变; a_{1t} 是发生屈服前的试验轴向形变; a_{2t} 是发生屈服后的试验轴向形变。由式(11)~式(12)可知,屈服前后薄层单元的弹性模量和螺栓连接结构发生刚度屈服前后的不同刚度特征之间存在着两个阶段的对应关系。但是对于薄层单元的弹性模量进行修正只能反映出屈服前后的刚度特征,无法体现出发生屈服时的轴向载荷的临界值,因此,本文引入加权系数 m_1 、 m_2 ,构造出一种双加权的响应面目标函数,如式(13)所示:

$$J(c) = a_1 J_1(c_1) + a_2 J_2(c_2) \quad (13)$$

将修正后不同阶段的弹性模量带入式中,以发生屈服时轴向载荷的临界值为新的修正目标对加权系数 a_1 、 a_2 进一步修正。

本文对屈服前后的目标函数 J_1 、 J_2 进行整合,构造双加权响应面目标函数,具体为

$$J(c) = m_1 \left[\frac{a_1(c_1) - a_{1t}}{a_{1t}} \right]^2 + m_2 \left[\frac{a_2(c_2) - a_{2t}}{a_{2t}} \right]^2 \quad (14)$$

式中 m_1 、 m_2 为双加权响应面系数。

2.2 优化算法及误差指标

目标函数建立后,非线性有限元模型修正问题就转化为结构参数的优化问题。本文采用软件 Matlab 优化工具箱中的优化函数 fmincon 求解最小化目标函数,从而得到最优化参数的解,优化求解的流程图如图8所示。修正结果的准确性可以通过修正后实测数据和修正模型之间的形变误差 E 来体现。

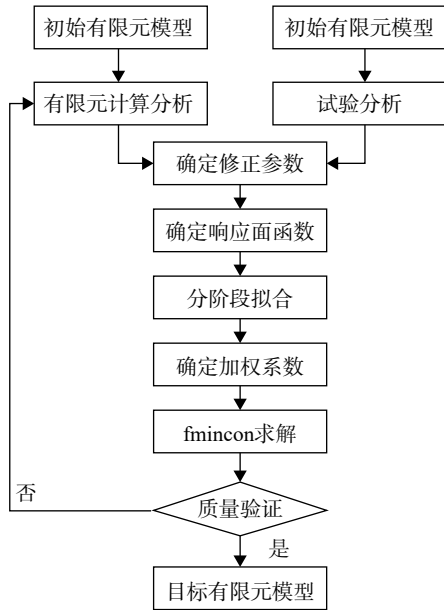


图 8 优化求解流程图

Fig. 8 Optimization solution flow chart

$$E = \left[\frac{\|a_1(c_1) - a_{1t}\|_2}{\|a_{1t}\|_2} + \frac{\|a_2(c_2) - a_{2t}\|_2}{\|a_{2t}\|_2} \right] \times 100\% \quad (15)$$

式中 $\|\cdot\|_2$ 为向量二范数。通过对试验数据和有限元分析数据在发生屈服前后的有限元轴向形变进行向量二范数运算,计算出模型修正的精准程度,通过误差 E 对修正结果的误差进行评估,验证修正方法的可行性。

3 螺栓连接结构静刚度试验与实际算例

3.1 螺栓连接圆筒轴向拉伸试验

圆筒试验件按照真实航空发动机机匣的 1/4 等比例缩小。总长度为 400 mm,直径为 210.5 mm。螺栓数为 20 个,螺栓使用 MJ6 螺栓,螺栓间距、在安装边上的径向位置等参数与真实机匣一致。螺栓与螺母结构材料相同,均为 GH738,左侧安装边材料为 GH706,右侧安装边材料为 GH4169,三种材料的特征参数见表 1。

试验件止口部分为过盈配合,利用拉伸试验机将圆筒固定在试验台,试验件一端固定,另一端控制电脑系统施加轴向向外载荷进行拉伸,利用千分表测量安装边形变量,千分表的探针垂直顶在圆筒安装边上,底端磁吸在拉伸试验机上,整个试验过程中保证千分表的探针测量位置不变,如图 9 所示。止口接触面的粗糙度为 1.6 μm ,用

表 1 材料参数
Table 1 Material parameters

材料	弹性模量/ 10^5 MPa	泊松比
GH738	2.145	0.26
GH706	1.945	0.29
GH4169	1.999	0.3

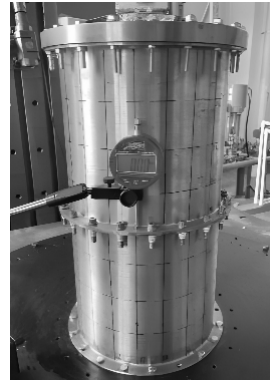


图 9 试验台和试验件

Fig. 9 Test bench and test piece

千分表分别记录在不同的拉伸载荷时的安装边形变量,绘制试验件安装边静刚度曲线图,如图 10 所示。

图 10 中,曲线的斜率大小表示安装边静刚度的大小,可以看出轴向刚度具有明显的非线性特征,这是由于在轴向载荷较小时止口接触面未发生屈服,轴向刚度较大,继续施加轴向载荷,止口接触面将发生屈服,轴向刚度变小,呈现明显的非线性,不同粗糙度的圆筒的非线性刚度不同。因为粗糙度增大时,其接触刚度增大,从而使整个安装边结构的轴向刚度增大。得到试验件屈服前后的轴向形变,并以此作为修正目标对薄层单元的弹性模量 c_1 、 c_2 进行修正。

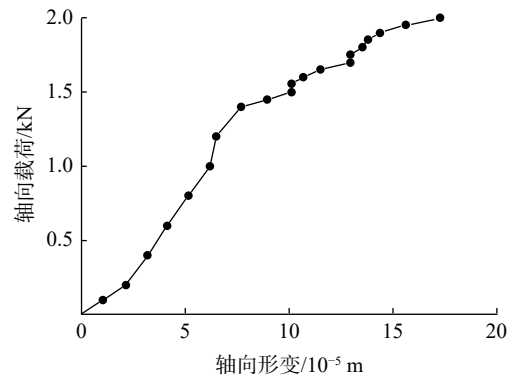


图 10 安装边静刚度曲线图

Fig. 10 Curve of static stiffness of installation side

3.2 非线性模型修正

定义设计变量 $c_1 \in [2 \times 10^5, 3 \times 10^5]$, $c_2 \in [2 \times 10^5, 3 \times 10^5]$, 将每个参数在定义区间内分为 25 个水平, 分别计算各组参数水平下有限元模型的轴向形变, 将有限元计算结果和实测数据代入式(14), 建立相应的二次多项式响应面模型, 构造基于实测数据和有限元模型结果之间的形变量残差为目标函数, 通过 Matlab 优化工具箱中的优化函数 `fmincon` 求解最小化目标函数。`fmincon` 函数可能会给出局部最优解, 这与变量初值的选取有关, 因此设置下限为 2×10^5 , 上限为 3×10^5 , 将屈服前后各组弹性模量带入进行求解, 得到屈服前后响应面结果如图 11 所示。得到修正后的薄层单元材料参数后, 将修正后各阶段的弹性模量带入式(14), 以发生屈服时轴向载荷的临界值为新的修正目标对加权系数 m_1 、 m_2 进行二次修正, 得到响应面结果如图 12 所示, 图中高亮部分为各组数据中逼近响应面的样本值。

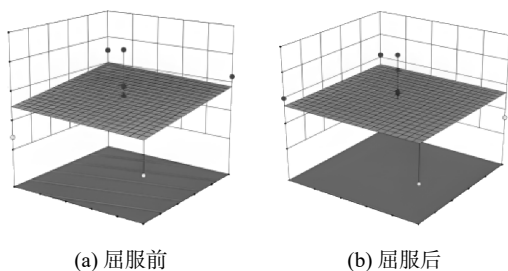


图 11 刚度屈服前后一次修正响应面结果

Fig. 11 Results of first modified response surface before and after yield of stiffness

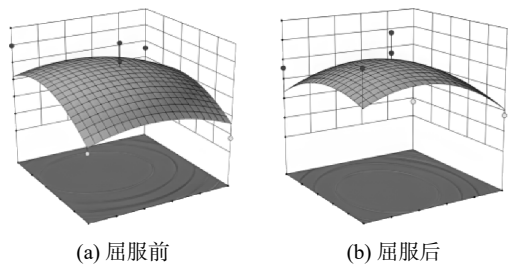


图 12 刚度屈服前后二次修正响应面结果

Fig. 12 Results of secondary modified response surface before and after yield of stiffness

提取响应面结果得到修正后的材料参数如表 2 所示。

3.3 修正结果分析

将修正后的材料参数输入有限元模型薄层单元中进行建模, 保证泊松比等其他材料参数不变, 并施加相同的边界条件计算相应的轴向刚度, 将

表 2 修正后的材料参数

Table 2 Modified material parameters

参数	数值
屈服前弹性模量 $c_1/10^5$ MPa	2.767 5
屈服后弹性模量 $c_2/10^5$ MPa	2.266 8

修正后的预测结果与试验结果进行对比, 如图 13 所示。

将预测结果与试验结果利用式(15)进行误差分析, 结果如表 3 所示。

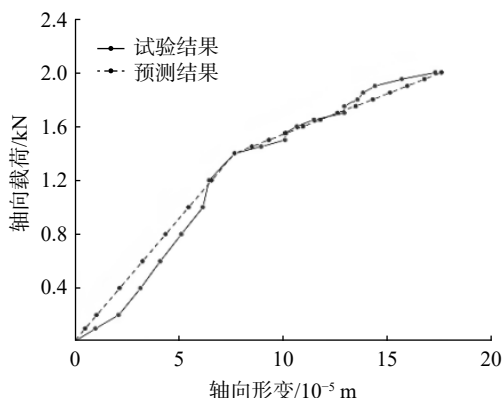


图 13 预测刚度与试验刚度对比

Fig. 13 Comparison of predicted stiffness and test stiffness

表 3 修正前后的刚度误差分析

Table 3 Analysis of stiffness error before and after modification

阶段	刚度试验值/ 10^7 (N/m)	刚度修正值/ 10^7 (N/m)	误差/%
屈服前	1.974	1.968	3.03
屈服后	0.685	0.697	1.75

可以看出, 本文提出的静力学建模方法建立的螺栓连接结构薄层单元非线性模型, 可以很好地预测实际螺栓连接结构考虑止口接触面粗糙度时的非线性刚度特征, 止口粗糙度为 $1.6 \mu\text{m}$ 时, 刚度屈服前修正的刚度误差为 3.03%, 刚度屈服后修正的刚度误差为 1.75%, 满足工程中对静力学建模的需求, 本文提出的方法可以应用于不同螺栓数量或者不同的机匣结构参数等情况下的普适性模型, 但是对于具体结构还需重新修正。

4 结 论

本文针对航空发动机螺栓连接结构中考虑止口接触面非线性刚度的静力学建模问题, 提出了一种结合薄层单元法和模型修正方法的建模方法,

采用薄层单元模拟螺栓连接结构的非线性轴向刚度特征, 将薄层单元的材料参数作为修正变量, 引入双加权响应面函数进行优化求解, 从本文的研究中可以得出如下结论:

1) 对薄层单元的材料参数赋予双线性的随动强化模型, 分别针对屈服前后的刚度进行模拟, 通过设置屈服前后的应力和弹性模量, 可以较好地模拟螺栓连接结构止口接触面的非线性轴向刚度特征。

2) 采用本文提出的静力学建模方法建立的螺栓连接结构薄层单元非线性模型, 可以很好地预测实际螺栓连接结构考虑止口接触面粗糙度的非线性刚度特征, 修正前后的刚度误差维持在3.5%以内, 验证了建模以及修正方法的可行性。

参考文献:

- [1] MOTTERSHEAD J E, FRISWELL M I. Model updating in structure dynamics: a survey[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 1993, 167(2): 347-375.
- [2] IMREGUN M, SANLITURK K Y, EWINS D J. Finite element model updating using frequency response function data: II case study on a medium-size finite element model[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 1995, 9(2): 187-202.
- [3] MOTTERSHEAD J E. Model updating using robust estimation[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2002, 16(1): 169-183.
- [4] WANG Weizhuo, MOTTERSHEAD J E, CHRISTOPHER M S, et al. Shape features and finite element model updating from full-field strain data[J]. *International Journal of Solids and Structures*, 2011, 11(12): 1644-1657.
- [5] LEVIN R I, LIEVEN N A J. Dynamic finite element model updating using neural networks[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2011, 210(5): 593-607.
- [6] MARES C, MOTTERSHEAD J E, FRISWELL M I. Result obtained by minimizing natural-frequency errors and using physical reasoning[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2003, 17(1): 39-46.
- [7] 武威. 螺栓联接薄壁机匣结构刚度计算方法研究[D]. 沈阳: 沈阳航空航天大学, 2014.
WU Wei. Research on calculation method of structural stiffness of bolted thin-walled casing[D]. Shenyang: Shenyang Aerospace University, 2014. (in Chinese)
- [8] STENTSON P. Inversion of first perturbation theory and its application to structural design[J]. *AIAA Journal*, 1976, 4(14): 1126-1131.
- [9] KABE A M. Stiffness matrix adjustment using mode data[J]. *AIAA Journal*, 1985, 9(23): 1431-1436.
- [10] MOTTERSHEAD J E, MARES C, FRISWELL M I. Selection and updating of parameters for an aluminum space-frame model[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2000, 14(6): 923-944.
- [11] MOTTERSHEAD J E, MICHAEL L, FRISWELL M I. The sensitivity method in finite element model updating: a tutorial[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2011, 25(7): 2275-2296.
- [12] REN Weixin, FANG Shengen, DENG Miaoyi. Response surface based finite-element-model updating using structural static responses[J]. *Journal of Engineering Mechanics*, 2011, 137(4): 248-257.
- [13] 邓苗毅, 任伟新, 王复明. 基于静力响应面的结构有限元模型修正方法[J]. *实验力学*, 2008, 23(2): 103-109.
DENG Miaoyi, REN Weixin, WANG Fuming. Structural finite element model updating method based on static response surface[J]. *Experimental Mechanics*, 2008, 23(2): 103-109. (in Chinese)
- [14] 邓苗毅, 任伟新. 基于响应面方法的结构有限元模型修正研究进展[J]. *铁道科学与工程学报*, 2008(3): 42-45.
DENG Miaoyi, REN Weixin. Research progress of structural finite element model updating based on response surface method[J]. *Journal of Railway Science and Engineering*, 2008(3): 42-45. (in Chinese)
- [15] 马双超, 臧朝平, 兰海波. 某航空发动机机匣的动力学模型修正[J]. *航空动力学报*, 2013, 28(4): 878-884.
MA Shuangchao, ZANG Chaoping, LAN Haibo. Dynamic model modification of an aeroengine casing[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2013, 28(4): 878-884. (in Chinese)
- [16] BERRIET R, COGAN S. Updating finite element models using static deformations[J]. *Computers and Structures*, 1992, 45(4): 649-654.
- [17] 向天宇, 赵人达, 刘海波. 基于静力测试数据的预应力混凝土连续梁结构损伤识别[J]. *土木工程学报*, 2003, 36(11): 79-82.
XIANG Tianyu, ZHAO Renda, LIU Haibo. Damage identification of prestressed concrete continuous beam structure based on static test data[J]. *Journal of Civil Engineering*, 2003, 36(11): 79-82. (in Chinese)
- [18] 邱春图, 成万植. 借助静力试验实测值修正和确认全机有限元模型[J]. *飞机设计*, 2004(2): 37-41.
QIU Chuntu, CHENG Wanzhi. The finite element model of the whole machine is corrected and confirmed with the aid of the measured value of static test[J]. *Aircraft Design*, 2004(2): 37-41. (in Chinese)
- [19] LEE H A, KIM Y I, PARK G J. Structural optimization of a joined wing using equivalent static loads[J]. *Journal of Aircraft*, 2007, 44(4): 1302-1308.
- [20] 邓苗毅, 任伟新. 基于静力荷载试验的连续箱梁桥结构有限元模型修正[J]. *福州大学学报(自然科学版)*, 2009(2): 261-266.
DENG Miaoyi, REN Weixin. Modification of finite element model of continuous box girder bridge based on static load test[J]. *Journal of Fuzhou University (Natural Science Edition)*, 2009(2): 261-266. (in Chinese)
- [21] 翟学, 王建军, 翟庆刚, 等. 航空发动机静子系统中螺栓连接结构的建模与修正[J]. *推进技术*, 2015, 36(3): 450-457.
ZHAI Xue, WANG Jianjun, ZHAI Qinggang, et al. Modeling and modification of bolted structure in aeroengine stator system[J]. *Propulsion Technology*, 2015, 36(3): 450-457. (in Chinese)
- [22] ZHAI Xue, WANG Jianjun, YAO Xingyu. Parametric modeling and updating for bolted joints of aeroengine casings[J]. *Journal of Mechanical Engineering Science*, 2015, 9(23): 1-12.
- [23] SONG Y, HARTWIGSEN C J, MCFARLAND D M, et al. Simulation of dynamics of beam structures with bolted joints using adjusted Iwan beam elements[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2004, 273: 249-276.
- [24] 徐超, 杨旭辉, 张铎. 螺栓连接梁的非线性动力学响应分析[J]. *强度与环境*, 2011, 38(2): 1-5.
XU Chao, YANG Xuhui, ZHANG Duo. Study on nonlinear dynamic response of bolted jointed beam[J]. *Structure and Environ-*

- ment Engineering, 2011, 38(2): 1-5. (in Chinese)
- [25] LIAO Jingping, ZHANG Jianfu, FENG Pingfa, et al. Interface contact pressure-based virtual gradient material model for the dynamic analysis of the bolted joint in machine tools[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2016, 30(10): 4511-4521.
- [26] BEAUDOIN M, BEHDINAN K. Analytical lump model for the nonlinear dynamic response of bolted flanges in aero-engine casings[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2019, 115: 14-28.
- [27] ZHAO Guang, XIONG Zhiliang, JIN Xin, et al. Prediction of contact stiffness in bolted interface with natural frequency experiment and FE analysis[J]. Tribology International, 2018, 127: 157-164.
- [28] 姜东, 吴邵庆, 史勤丰, 等. 基于各向同性本构关系薄层单元的螺栓连接参数识别[J]. 振动与冲击, 2014, 33(22): 35-40.
- JIANG Dong, WU Shaoqing, SHI Qinfeng, et al. Parameter identification of bolted-joint based on the model with thin-layer elements with isotropic constitutive relationship[J]. Journal of Vibration and Shock, 2014, 33(22): 35-40. (in Chinese)
- [29] 姚星宇, 王建军, 翟学. 航空发动机螺栓连接薄层单元建模方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(12): 2269-2279.
- YAO Xingyu, WANG Jianjun, ZHAI Xue. Modeling method of bolted joints of aero-engine based on thin-layer element[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(12): 2269-2279. (in Chinese)
- [30] LIU Yu, WANG Jianjun, CHEN Liqiang. Dynamic characteristics of the flange joint with a snap in aero-engine[J]. International Journal of Acoustics and Vibrations, 2018, 23(2): 168-174.
- [31] LIU Y, ZHAO D, GUO X, et al. Stiffness and geometry characteristics of flange connection with bolt failure and its influence on rotor dynamics[EB/OL]. [2022-11-23]. <https://journals.sagepub.com/doi/10.1177/09544062221147405>.

(编辑: 秦理曼)