

文章编号: 1674-8190(XXXX)XX-001-08

高度修正实现刚度等效的梁结构有限元建模方法

袁强飞

(中国商用飞机有限责任公司 上海飞机设计研究院, 上海 201210)

摘要: 民用飞机中对于梁结构的有限元建模, 一般采用刚度等效方法将梁建成杆单元与剪切板单元的组合形式, 这种有限元简化方法仅能保证截面刚度与真实截面刚度近似等效, 但有限元中的截面面积与实际面积却相差较大, 致使有限元分析的结果不能准确反映结构严重部位的应力情况。针对传统刚度等效有限元建模方法的不足, 提出一种采用高度修正的刚度等效有限元建模方法; 将该方法的计算结果与传统建模方法的计算结果、理论计算结果、试验测量结果进行对比。结果表明: 本文提出的高度修正的有限元建模方法比传统杆板系建模方法更准确, 与试验结果更接近。将该方法用于民用飞机结构有限元建模, 能够对真实结构进行更准确地模拟, 分析结果也更精确, 对民用飞机结构的强度分析和安全保障具有重要的意义。

关键词: 民用飞机; 梁结构; 刚度等效; 应力; 有限元

中图分类号: V216.1

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.XXXX.XX.01

A finite element modeling method of beam structures using height modification to realize equivalent stiffness

Yuan Qiangfei

(Shanghai Aircraft Design & Research Institute, Commercial Aircraft Corporation of China, Ltd., Shanghai 201210, China)

Abstract: Based on the principle of equivalent stiffness, the FEM modeling of beam structures in civil aircraft design are usually simplified to the combination of rod elements and shear plane elements, which ensures the stiffness of the FEM cross-section almost equal to the designed section, however the areas of the two sections have great difference, thus the FEM results can not accurately reflect the stress in critical positions. To address the deficiencies in the existing method, a new method in which the height of the FEM cross-section is modified to realize stiffness equivalence is proposed in this article, the computation results of the traditional method and the proposed method are compared to analytical results, which demonstrates the accuracy of the proposed method.

Key words: civil aircraft; beam structures; stiffness equivalence; stress; finite element

收稿日期: 2022-11-01; 修回日期: 2023-01-09

通信作者: 袁强飞, yuanqiangfei@comac.cc

引用格式: 袁强飞. 高度修正实现刚度等效的梁结构有限元建模方法[J]. 航空工程进展, XXXX, XX(X): 1-8.

Yuan Qiangfei. A finite element modeling method of beam structures using height modification to realize equivalent stiffness[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, XXXX, XX(X): 1-8. (in Chinese)

0 引言

民用飞机的机体结构由横纵梁和蒙皮构成,机体结构可以通过建立实体有限元模型进行准确地计算,但实体模型的建模复杂、求解时间长,并且应力提取不方便。在飞机设计中,通常采用合理的工程假设对模型进行简化,常用的方法是采用一维的杆单元、梁单元和二维的壳单元、膜单元组合的形式建立结构的有限元模型,这种简化模型称为杆板系模型^[1-4]。准确有效地建立机体结构的有限元模型,并求解出危险部位的应力,对于设计出满足强度要求的机体结构尤为重要,也能避免结构设计过于保守。

在国内外飞机强度设计领域,有限元建模分析是一种成熟的、重要的分析手段,并经过了试验的验证,也是对试验的补充分析。在民用飞机强度分析中,大部分工作是基于有限元建模进行的,包括全机有限元建模和局部有限元建模。因此,作为民用飞机结构强度分析的基础,有限元模型仿真的准确性对飞机结构强度设计至关重要,也是飞机结构安全的重要保障。国内外民用航空适航规章也要求飞机结构强度的分析方法必须有效和可靠,并要经过试验验证^[5-8]。

有限元建模分析在国内外飞机结构强度领域也得到了广泛的应用。波音和空客等国际知名大型飞机制造商在适航条款的符合性方面大量使用有限元建模和分析。陈智恒^[9]对有限元数值分析方法在适航符合性验证中的应用进行了研究;美国联邦航空管理局(FAA)发布的《Finite Element Model Validation》^[10]给出了有限元分析方法用于条款符合性证明时需要满足的具体要求;陈英华等^[11]结合全机静力试验数据,对有限元模型进行修正,提高了有限元仿真的准确性;吴存利^[12]从有限元分析与建模流程、建模技术、软件的完整性及可靠性等方面初步探讨了有限元模型的验证技术问题;刘国方等^[13]从有限元建模的标准出发,给出了有限元模型质量的检查方法,保证相同建模方法下有限元模型的一致性;隋立军等^[14]从适航规章角度出发,探讨有限元模型的验证思路和要求,梳理验证要素,并给出验证评价体系;闫伟等^[15]针对民用飞机大开口货舱门与门框的连接接头刚度模拟进行方法研究,保证其真实的结构刚度等效,并通过对货舱门与门框结构的相对位移计算分

析,证明了所提方法合理有效,对飞机大开口区域的舱门结构设计具有指导意义。上述关于民用飞机结构有限元方面的研究,主要集中在适航条款符合性、有限元模型验证、模型的质量检查、舱门与门框接口处的刚度等效等方面,未涉及基于杆、板单元的粗网格有限元模型与真实结构之间的刚度等效方面的研究,也未提出相应的刚度等效有限元建模方法。

本文针对民用飞机梁结构采用的传统刚度等效有限元建模方法存在的不足,分析传统方法不合理的原因,并基于理论推导,提出一种采用高度修正的刚度等效有限元建模方法;将所提建模方法的计算结果与传统建模方法计算结果、理论计算结果、试验测量结果进行对比,以验证所提建模方法的准确性。

1 杆单元—剪切板单元建模方法

将梁结构简化成杆单元和剪切板单元的组合格形式是一种广泛使用的简化方法,如图1所示,其中用剪切板单元模拟腹板,厚度取腹板的实际厚度,内外缘简化为杆单元,面积通过刚度等效获得。由于杆单元和剪切板单元都不能承受弯曲,不具有截面刚度,因此需要设置模型中内外缘面积使得有限元模型的惯性矩和设计界面的惯性矩相等。由于腹板形心到截面形心的距离相对于内外缘到截面形心的距离过小,导致大部分时候我们可以忽略腹板面积对于截面惯性矩的影响,得到刚度等效公式^[16]:

$$A_{out} \times Y_{out}^2 + A_{in} \times Y_{in}^2 = I \quad (1)$$

$$A_{out} \times Y_{out} - A_{in} \times Y_{in} = 0 \quad (2)$$

其中 Y_{web} 、 Y_{in} 和 Y_{out} 为梁腹板、内缘和外缘到截面形心轴的距离。

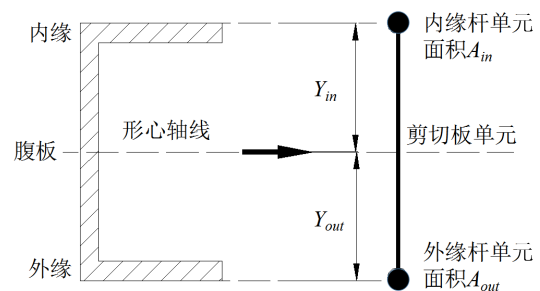


图1 杆单元—剪切板单元的刚度等效方法示意图
Fig. 1 The rod and shear plane elements model for stiffness equivalence

联立式(1)和式(2)得到需要赋值的杆单元面积:

$$A_{out} = \frac{I}{Y_{out} \times (Y_{in} + Y_{out})} \quad (3)$$

$$A_{in} = \frac{I}{Y_{in} \times (Y_{in} + Y_{out})} \quad (4)$$

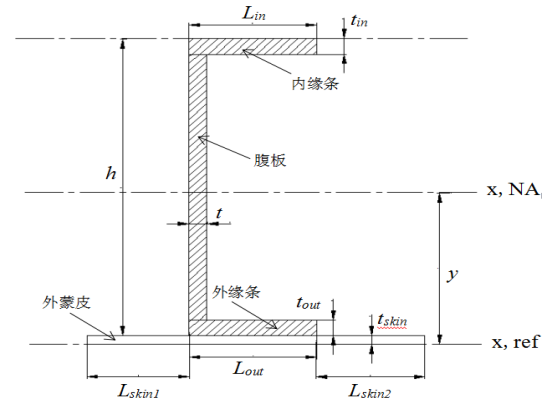
该方法不涉及内外缘的具体截面形式,只需要赋予杆单元的截面面积。但从式(3)和式(4)的简化过程可以看出,该方法忽略了腹板的影响,使得实际上有限元模型中的截面惯性矩并不严格相等,同时为了满足刚度等效,修改了内外缘的面积导致面积不等效。虽然该模型做了许多简化,但在大多情况下的计算结果是满足工程要求的,同时考虑到简化后对计算效率的提升,该方法已在实际工程问题中得到了广泛应用^[17-18]。

2 采用高度修正的刚度等效方法

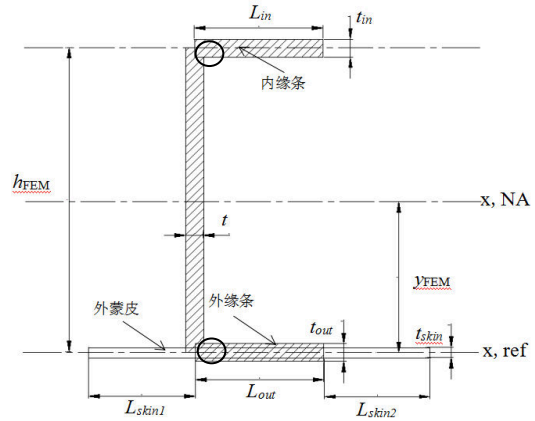
同样采用杆—板系单元的建模思想,另一种常用的方法是用梁单元代替杆单元模拟内外缘,用壳单元代替剪切板单元模拟腹板,相比于杆单元和剪切板单元,梁单元和壳单元可以承受弯曲,具有真实的截面刚度。将腹板壳单元取实际厚度,内外缘梁单元取实际面积后,可以使有限元截面的惯性矩与设计界面基本等效。

采用梁—壳系有限元模型模拟工程中的梁结构时,模型中内外缘的中性面实际为腹板的上下边缘,因此内外缘与腹板存在面积重合的部分;若使用设计截面的总高度 h 对有限元模型中的腹板高度赋值,会使有限元截面的有效面积大于设计截面的实际面积,模型中的实际截面刚度偏大;若使用设计截面中实际的腹板高度 h_{web} 赋值,虽然有限元截面的有效面积不变,但有效高度减小会引起截面刚度减小,因此两种赋值方法都会导致梁结构的强度分析结果不准确。为了保证结构的设计截面刚度与有限元模型的截面刚度相等,可以通过修正有限元模型中的腹板高度来实现,修正后的腹板高度值 h_{FEM} 介于腹板高度 h_{web} 和截面高度 h 之间。

采用高度修正的刚度等效方法示意图如图2所示,图2(a)为外缘连接有蒙皮的梁结构横截面,图2(b)给出了对其有限元模型进行高度修正的过程。



(a) 设计截面



(b) 有限元模型截面

图2 采用高度修正的刚度等效方法示意图

Fig. 2 The model using height modified to realize stiffness equivalence

根据高度等效原则,设计截面与有限元模型截面对各自形心轴的惯性矩相等,考虑整个截面的刚度等效,即

$$I_{NA}^{design} = I_{NA}^{FEM} \quad (5)$$

首先根据截面的几何尺寸,计算设计截面相对其形心轴的惯性矩。取蒙皮下沿为参考轴位置,则设计截面相对于参考轴的惯性矩:

$$I_{ref}^{design} = \sum_{i=1}^4 I_i + \sum_{i=1}^4 A_i y_i^2 \quad (6)$$

其中 I_i 、 A_i 和 y_i ($i=1, 2, 3, 4$) 分别为设计截面中内缘、腹板、外缘、蒙皮相对于各自形心轴的惯性矩、面积和各自形心到参考轴的坐标。

根据 Chun-Yung Niu^[19]《Airframe Stress Analysis and Sizing》6.2 章节,截面对形心轴的惯性矩与截面对参考轴的惯性矩有如下关系:

$$I_{NA}^{design} = I_{ref}^{design} - A_{design} y_{design}^2 \quad (7)$$

其中 A_{design} 为设计截面的总面积; y_{design} 为设计截面形心轴相对参考轴的坐标, 二者有如下关系:

$$y_{design} = \frac{\sum_{i=1}^4 A_i y_i}{A_{design}} \quad (8)$$

同理可得有限元模型对于其形心轴的惯性矩的表达式为

$$I_{NA}^{FEM} = \sum_{i=1}^4 I_i' + \sum_{i=1}^4 A_i' y_i'^2 - A_{FEM} y_{FEM}^2 \quad (9)$$

其中 I_i' 、 A_i' 和 y_i' ($i=1, 2, 3, 4$) 分别为有限元模型截面中内缘、腹板、外缘、蒙皮相对于各自形心轴的惯性矩、面积和各自形心到参考轴的距离; A_{FEM} 为有限元模型截面总面积; y_{FEM} 为有限元模型截面形心轴的坐标。

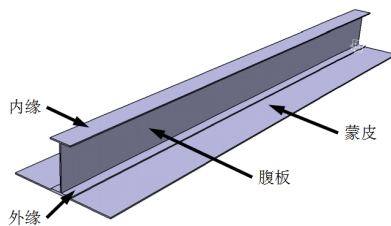
根据式(7), 另设计截面和有限元模型截面惯性矩相等:

$$I_{NA}^{design} = \sum_{i=1}^4 I_i' + \sum_{i=1}^4 A_i' y_i'^2 - A_{FEM} y_{FEM}^2 \quad (10)$$

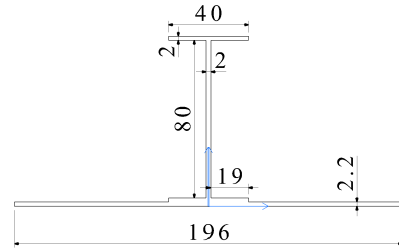
在式(10)中, 左侧为设计截面的惯性矩, 一旦设计截面中内外缘、腹板和蒙皮的几何尺寸(包括腹板高度 h_{web} , 腹板厚度 t_{web} , 内缘宽度 L_{in} , 内缘厚度 t_{in} , 外缘宽度 L_{out} , 外缘厚度 t_{out} , 左侧蒙皮宽度 L_{skin1} , 右侧蒙皮宽度 L_{skin2} , 蒙皮厚度 t_{skin}) 和相互之间的位置关系确定, 可由式(5)~式(7)求出对截面形心轴的惯性矩。在式(10)右侧的有限元模型截面惯性矩中, 默认除腹板高度外的其他尺寸与设计截面尺寸相同, 仅各部分相互之间的位置关系发生改变, 可以通过选取适当的腹板高度使式(10)成立, 即腹板高度为式(10)中唯一的未知量, 求解式(10)得到修正后的高度 h_{FEM} 。

3 两种建模方法与理论结果比较

假设民用飞机结构中有一长度为 1 000 mm 的等截面横梁, 横梁外缘连接有蒙皮, 横梁和蒙皮的横截面尺寸如图 3 所示。横梁和蒙皮材料为铝合金, 模量 72 000 MPa, 泊松比 0.33。



(a) 横梁和蒙皮结构图



(b) 横梁和蒙皮截面尺寸

图 3 横梁/蒙皮模型和截面尺寸

Fig. 3 The model and section size of beam and skin

在横梁两端施加简支约束, 横梁顶部距离两端面 250 mm 处各施加 4 000 N 竖直向下的集中载荷, 如图 4 所示。



图 4 载荷工况示意图

Fig. 4 The diagram of load case

3.1 杆单元一剪切板单元模型

根据图 4 的截面尺寸, 可知横梁的截面惯性矩(不含蒙皮) $I=354\ 347\ \text{mm}^4$, 内外缘到形心的距离 $Y_{in}=Y_{out}=42\ \text{mm}$, 根据式(3)~式(4)计算得到采用杆单元一剪切板单元有限元模型中内外缘条的面积均为 $100.44\ \text{mm}^2$ 。

采用杆一剪切板单元建立结构的有限元模型, 横梁的内外缘简化为杆单元(CROD), 赋面积 $100.44\ \text{mm}^2$; 腹板简化为剪切板单元(CSHEAR), 厚度赋 2 mm 的真实厚度, 高度赋 84 mm; 蒙皮简化为壳单元(CQUAD4), 厚度赋 2.2 mm 的真实厚度; 在梁的长度方向划分 20 个单元, 建立有限元模型。以模型两端形心处为主节点, 端面节点为从节点建立 rbe2 单元, 作为弯曲中心, 对主节点施加简支约束。

3.2 高度修正的刚度等效模型

根据第 2 节中提出的高度修正方法, 对有限元模型中的腹板高度进行修正, 修正过程和结果如表 1 所示(有限元模型中腹板高度、厚度; 内外缘宽

度、厚度以及蒙皮长度与厚度与设计值保持一致)。计截面的总惯性矩 $I=695\ 735\ \text{mm}^4$ (包括横梁和腹板), 当使用横梁高度 84 mm 赋值有限元模型中的腹板高度时, 得到的截面惯性矩略大于实际值; 而使用腹板实际高度时, 截面惯性矩明显偏小; 令有限元模型的惯性矩与设计截面相等, 计算得到修正后的腹板高度为 83.3 mm。

采用高度修正的方法建立结构的有限元模型, 横梁的内外缘简化为具有实际截面尺寸的梁单元 (CBAR), 真实面积为 $80\ \text{mm}^2$; 腹板建成壳单元 (CQUAD4), 赋高度 83.3 mm, 厚度 2 mm; 蒙皮建为壳单元 (CQUAD4), 厚度取真实厚度 2.2 mm。同样在梁的长度方向划分 20 个单元, 并在中性轴的对应位置施加简支约束。

表 1 横梁和蒙皮组合截面的几何尺寸
Table 1 The section size of beam with skin

截面几何参数	设计值	有限元	修正值
各部件面积和 A_i	751.2	759.2	757.7
各部件面积和其形心坐标乘积之和 $\sum A_i y_i$	14 618.3	13 776	13 593
整截面形心坐标 y_{na}	19.5	18.1	17.9
各部件面积和其在参考轴下的形心坐标平方的乘积之和 $\sum A_i y_i^2$	894 647	860 832	843 161
各部件对自身形心轴的惯性矩之和 $\sum I_i$	85 561	99 011	96 423
对参考轴的惯性矩 I_{ref}	980 207	959 843	939 583
对形心轴的惯性矩 I_{na}	695 735	709 872	695 735

3.3 计算结果分析

根据横梁的受力情况, 横梁理论的剪力和弯矩如图 5 所示, 由式 (11) 可以得到横梁内外缘应力的理论解。

$$\sigma = \begin{cases} -4000xyI^{-1} & (0 \leq x \leq 250) \\ -10^6 yI^{-1} & (250 < x \leq 750) \\ -(10^6 - 4000x)yI^{-1} & (750 < x \leq 1000) \end{cases} \quad (11)$$

其中 y 为内外缘到截面形心的坐标, 对于内缘受压取 66.7 mm, 外缘受拉取 $-17.3\ \text{mm}$; I 为截面的总惯性矩, 即 $I=695\ 735\ \text{mm}^4$ 。

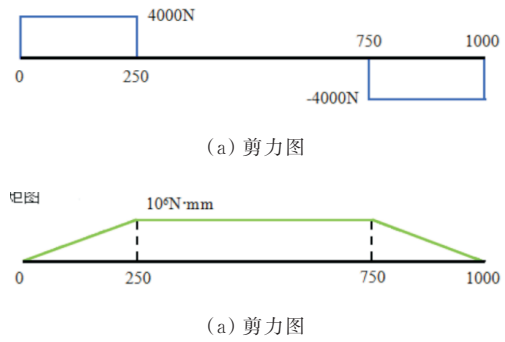


图 5 横梁的剪力和弯矩图
Fig. 5 The shear force diagram and bending moment diagram of beam

两种建模方法和理论的内外缘应力如表 2 所示, 将表 2 中的数值绘制成曲线图, 得到内外缘应力的分布情况, 如图 6~图 7 所示。

表 2 两种建模方法和理论的内外缘应力
Table 2 The stress of inner and outer edge

单元	杆一剪切板模型		高度修正模型		理论值	
	内缘应力	外缘应力	内缘应力	外缘应力	内缘应力	外缘应力
1	-5.9	11.6	-9.0	0.6	-9.6	2.5
2	-25.8	18.9	-29.1	7.2	-28.8	7.5
3	-45.5	25.0	-48.2	12.7	-47.9	12.4
4	-65.4	32.6	-66.4	19.6	-67.1	17.4
5	-85.9	41.8	-85.6	25.9	-86.3	22.4
6	-95.9	45.7	-95.0	28.4	-95.9	24.9
7	-95.5	44.0	-94.5	27.1	-95.9	24.9
8	-95.3	43.2	-95.1	25.3	-95.9	24.9
9	-95.3	42.9	-95.0	24.9	-95.9	24.9
10	-95.2	42.9	-95.0	24.8	-95.9	24.9
11	-95.2	42.9	-95.0	24.8	-95.9	24.9
12	-95.3	42.9	-95.0	24.9	-95.9	24.9
13	-95.3	43.2	-95.1	25.3	-95.9	24.9
14	-95.5	44.0	-94.5	27.1	-95.9	24.9
15	-95.9	45.7	-95.0	28.4	-95.9	24.9
16	-85.9	41.8	-85.6	25.9	-86.3	22.4
17	-65.4	32.6	-66.4	19.6	-67.1	17.4
18	-45.5	25.0	-48.2	12.7	-47.9	12.4
19	-25.8	18.9	-29.1	7.2	-28.8	7.5
20	-5.9	11.6	-9.0	0.6	-9.6	2.5

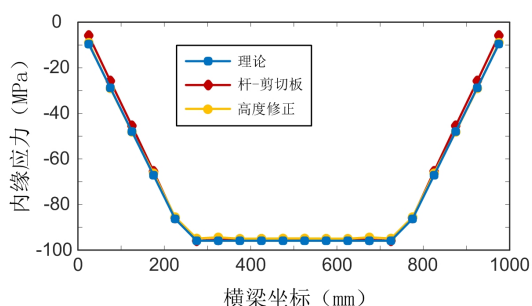


图6 内缘应力沿横梁长度方向分布

Fig. 6 The inner stress along the beam's length direction

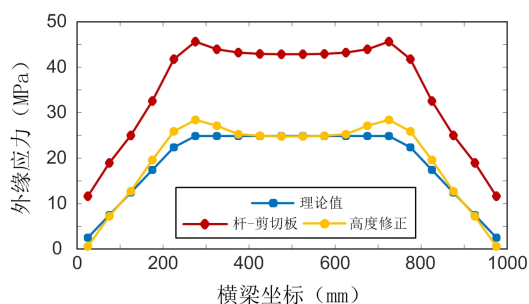


图7 外缘应力沿横梁长度方向分布

Fig. 7 The outer stress along the beam's length direction

可以看出:对于内缘应力,两种方法的得到的结果均与理论解吻合得很好。当使用杆-剪切板模拟时,外缘应力和理论值偏差较大;虽然结果并不准确,但该方法得到的应力偏大,用该结果进行强度分析是保守的,符合工程设计的基本原则;使用高度修正的方法,外缘应力有了明显改善,和理论值的差异已经在可以接受的范围内。在杆-剪切板模型中,梁和蒙皮是分开考虑的,实际上整截面的惯性矩并不等效,导致分析结果的偏差较大;在高度修正模型中,由于保证了整截面的惯性矩等效,使得计算结果更加准确。

根据理论方法计算出横梁中点处的最大挠度为 -2.29 mm,对比两种建模方法得到的挠度,其中杆-剪切板单元挠度为 -2.86 mm,高度等效的梁-壳单元挠度为 -2.52 mm,两种方法都与理论解有一定偏差。这是由于在理论计算中,在梁的两端施加完全理想的简支约束,认为梁在中性轴处产生弯曲,而在有限元模型中,由于做了简化处理,很难模拟出完全理想的理论情况。为了与更真实的变形情况对比,我们对该问题用实体单元进行了模拟,最终得到的挠度为 -2.48 mm,可以看到这一结果与高度等效模型的结果十分接近,

验证了这一方法的准确性。由于剪切板单元不能承受垂直方向的变形,我们在模型中设置了受力方向上的虚梁单元以承受该方向的变形,该方法使模拟的变形模式近似于真实情况,但并不确保位移完全准确,一般来讲结果会偏大。在实际的强度分析中,我们大多关注的是结构危险部位的应力,只需要确保变形合理,因此用杆-剪切板单元建模是可行的,但采用梁-壳单元并进行高度修正使刚度等效,得到的应力和变形都要更接近于真实的情况,是一种更好的建模方法。

4 两种建模方法与试验结果比较

基于以上两种建模方法,以某型号民用飞机某舱门作为研究对象,将舱门分别建成杆-剪切板有限元模型和基于高度修正的有限元模型。

为了进一步对高修正的有限元模型进行验证,结合两种建模方法得到的舱门有限元模型计算结果与试验测量结果进行对比分析,试验工况选择增压工况,试验数据取该型号飞机全机静力试验增压试验数据,对试验测量应变与有限元模型的计算结果进行了对比分析,以舱门各横梁内缘上应变片为对比研究对象(各横梁内缘应变片示意图如图8所示),并对结果进行归一处理(试验测量值最大设为1,负号表示受压),归一后的微应变曲线如图9所示(横坐标表示应变片位置,纵坐标为归一后的应变,单位为微应变)。通过对比分析发现,采用高度修正的有限元模型计算结果与试验结果误差范围更小,与试验对比模型更吻合。

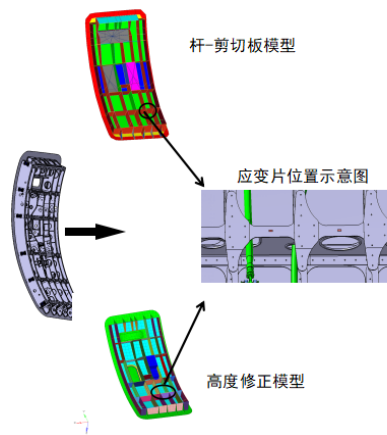


图8 某民用飞机舱门有限元模型及应变片位置示意图

Fig. 8 The position of strain gauge on the door

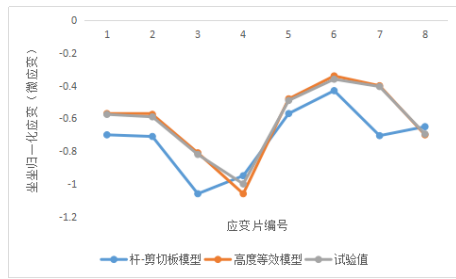


图9 有限元分析结果与试验测量结果数据对比
Fig. 9 The comparison results of FEM and test

5 结 论

(1) 采用杆单元和剪切板单元组合的杆板系模型模拟机体结构中的梁是一种工程中广泛使用的方法,然而该方法并没有实现截面刚度的完全等效,会使计算结果存在一定的偏差。

(2) 本文提出采用修正腹板高度实现有限元模型截面惯性矩和真实截面惯性矩完全等效的建模方法,可以消除有限元模型中面积重叠带来的额外刚度,使得有限元模型能够更真实地模拟实际结构。

(3) 所提建模方法计算结果与传统建模方法计算结果以及理论计算、试验测量结果进行了比较,验证了高度修正方法应力结果与理论和试验数据更为接近。该方法现已用于国内某型号飞机结构有限元建模,并对相关适航条款进行了验证,已得到适航审查的认可。

参 考 文 献

[1] 叶天麒,周天孝. 航空结构有限元分析指南[M]. 北京: 航空工业出版社, 1996.
YE Tianqi, ZHOU Tianxiao. Finite element analysis of aeronautical structures [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1996. (in Chinese)

[2] 杨卫平. 飞机结构有限元建模指南[M]. 北京: 航空工业出版社, 2013.
YANG Weiping. Guidelines for finite element modeling of aircraft structure [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2013. (in Chinese)

[3] 万春华,段世慧,聂小华,等. 大型航空结构有限元数值模拟方法研究[J]. 机械科学与技术, 2018, 37(5): 816-820.
WANG Chunhua, DUAN Shihui, NIE Xiaohua, et al. The research of numerical simulation method of large aviation structure[J]. Mechanical Science and Technology, 2018, 37(5): 816-820. (in Chinese)

[4] 杨晓东,葛璐瑶,李凯. 民机机身框自然网格模型建模分析方法研究[J]. 机械设计与制造工程, 2020, 49(11): 68-72.
YANG Xiaodong, GE Luyao, LI Kai. The research of modeling and analysis method of natural grid model of civil aircraft fuselage frame[J]. Machine Design and Manufacturing Engineering, 2020, 49(11): 68-72. (in Chinese)

[5] FAA. Type certification: Order 8110.4C [S]. USA: FAA, 2007.

[6] 中国民用航空局. 航空器型号合格审定程序: AP-21-AA-2011-03-R4[S]. 北京: 中国民用航空局, 2011.
Civil Aviation Administration of China. Aircraft type certification procedures: AP-21-AA-2011-03-R4 [S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2011. (in Chinese)

[7] 中国民用航空局. 运输类飞机适航标准: CCAR-25-R4 [S]. 北京: 中国民用航空局, 2011.
Civil Aviation Administration of China. Airworthiness standard of transport aircraft: CCAR-25-R4 [S]. Beijing: CAAC, 2011. (in Chinese)

[8] FAA. Airworthiness standard: transport category airplanes: FAR-25[S]. USA: FAA, 2016.

[9] 陈智恒. 有限元数值分析方法在适航符合性验证中的应用研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
CHEN Zhiheng. Application of finite element method in airworthiness verification [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)

[10] FAA. Transport airplane issues list: finite element modal validation[S]. USA: FAA, 2016.

[11] 陈英华,陈静. 全机有限元模型修正及验证方法研究[J]. 航空工程进展, 2017, 8(2): 149-153.
CHEN Yinghua, CHEN Jing. The research of global FEM modal updating and verification method [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2017, 8(2): 149-153. (in Chinese)

[12] 吴存利. 浅谈民机强度有限元分析适航认证技术[J]. 航空科学技术, 2011(2): 36-39.
WU Cunli. The airworthiness certification technology of civil aircraft strength finite element analysis [J]. Aviation Science and Technology, 2011(2): 36-39. (in Chinese)

[13] 刘国方,孙惠敏,李真,等. 民用飞机有限元模型质量检查探讨[J]. 民用飞机设计与研究, 2013(3): 28-30.
LIU Guofang, SUN Huimin, LI Zhen, et al. Quality inspection of finite element model of civil aircraft [J]. Civil Aircraft Design and Research, 2013(3): 28-30. (in Chinese)

[14] 隋立军,邱弢,马健. 民用飞机有限元模型的适航符合性验证[J]. 航空工程进展, 2019, 10(s1): 6-11.
SUI Lijun, QIU Tao, MA Jian. Validation of airworthiness of civil aircraft finite element model [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(s1): 6-11. (in Chinese)

- Chinese)
- [15] 闫伟, 朱小龙, 陈晓峰, 等. 民用飞机舱门与机身开口结构的变形协调分析[J]. 科技创新与应用, 2022, 12(13): 32. YAN Wei, ZHU Xiaolong, ZHU Xiaofeng, et al. Deformation coordination analysis of cabin door and fuselage opening structure of civil aircraft[J]. Technology Innovation and Application, 2022, 12(13): 32. (in Chinese)
- [16] 曾庆敦, 甄圣威. 工字梁腹板在局部压力作用下的极限承载力分析[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2013, 34(6): 685-690. ZENG Qingdun, ZHEN Shengwei. Analysis of ultimate bearing capacity of i-beam webs under local pressure [J]. Journal of Harbin Engineering University, 2013, 34(6): 685-690. (in Chinese)
- [17] 李真. 飞机偏心受载加筋板结构的有限元简化建模方法[J]. 科学技术与工程, 2011, 11(30): 7467-7470. LI Zhen. A simplified finite element modeling method for aircraft eccentrically loaded stiffened plate structures [J]. Science Technology and Engineering, 2011, 11(30): 7467-7470. (in Chinese)
- [18] 吕国成, 陈瑞东, 刘可佳, 等. 民用飞机半堵塞式舱门细节有限元模型[J]. 沈阳航空航天大学学报, 2015, 32(2): 80-84. GuochengLYU, CHEN Ruidong, LIU Kejia, et al. Detailed finite element model of semi-jammed cabin door of civil aircraft [J]. Journal of Shenyang Aerospace University, 2015, 32(2): 80-84. (in Chinese)
- [19] NiuCHUN-Yung. Airframe stress analysis and sizing [M]. HongKong Conmilit Press Ltd., 2009.

作者简介:

袁强飞(1985—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:民用飞机舱门强度。

(编辑:马文静)