



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 108959685 A

(43)申请公布日 2018.12.07

(21)申请号 201810342073.7

(22)申请日 2018.04.17

(71)申请人 中国科学院沈阳自动化研究所
地址 110016 辽宁省沈阳市沈河区南塔街114号

(72)发明人 富佳 骆海涛 轿利闯 刘广明

(74)专利代理机构 沈阳科苑专利商标代理有限公司 21002

代理人 李巨智

(51) Int. Cl.
G06F 17/50(2006.01)

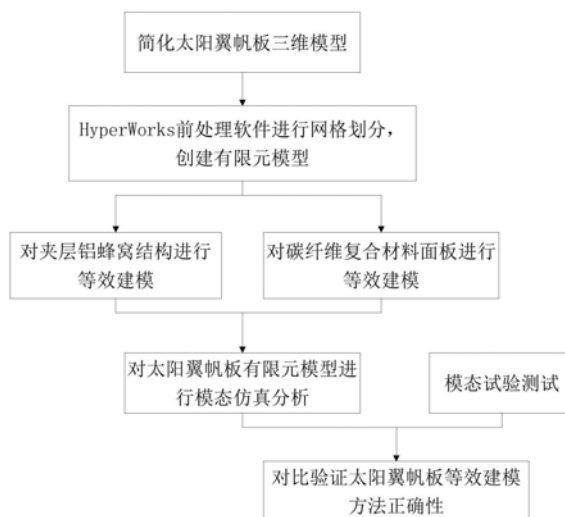
权利要求书2页 说明书5页 附图2页

(54)发明名称

一种太阳翼帆板的等效建模方法

(57)摘要

本发明涉及一种太阳翼帆板的等效建模方法,包括以下步骤:在三维建模软件中简化太阳翼帆板模型;使用前后处理软件对简化后的太阳翼帆板模型采用节点六自由度壳单元进行网格划分;太阳帆板中夹芯层铝蜂窝结构采用三明治夹芯板理论建立动力学仿真分析模型;将铝蜂窝上、下碳丝网格面板采用均质恒厚各向异性层进行等效代替,建立有限元模型。本发明以某型号卫星的太阳电池阵为研究对象,对其中复合材料组件进行有限元建模,通过航天通用仿真分析软件MSC.Nastran对其展开工况进行模态分析,简单、可靠、实用性强,为该型号电池阵的结构设计和改进提供了重要依据。



1. 一种太阳翼帆板的等效建模方法,其特征在于,包括以下步骤:

步骤1:在三维建模软件中简化太阳翼帆板模型;

步骤2:使用前后处理软件对简化后的太阳翼帆板模型采用节点六自由度壳单元进行网格划分;

步骤3:太阳帆板中夹芯层铝蜂窝结构采用三明治夹芯板理论建立动力学仿真分析模型;

步骤4:将铝蜂窝上、下碳丝网格面板采用均质恒厚各向异性层进行等效代替,建立有限元模型。

2. 根据权利要求1所述的太阳翼帆板的等效建模方法,其特征在于:所述简化太阳翼帆板模型包括对零件进行去除圆角、倒角,去除对主结构无影响的零散辅助件,以及辅助建模分割零件。

3. 根据权利要求1所述的太阳翼帆板的等效建模方法,其特征在于:所述三明治夹芯板理论为:假定芯层能抵抗横向剪切变形并且具有相应的面内刚度,上下碳丝网格服从Kirchhoff假设,忽略其抵抗横向剪应力的能力,则铝蜂窝芯层等效为均质的厚度不变的正交异性层。

4. 根据权利要求3所述的太阳翼帆板的等效建模方法,其特征在于:所述等效的均质的厚度不变的正交异性层的等效弹性参数为:

$$\left\{ \begin{array}{l} E_x = \frac{4}{\sqrt{3}} \left(\frac{t}{l} \right)^3 E \\ E_y = \frac{4}{\sqrt{3}} \left(\frac{t}{l} \right)^3 E \\ E_z = \frac{2}{\sqrt{3}} \frac{t}{l} E \end{array} \right. \quad \left\{ \begin{array}{l} G_{xy} = \frac{\sqrt{3}}{2} \left(\frac{t}{l} \right)^3 \gamma E \\ G_{yz} = \frac{\gamma}{\sqrt{3}} \frac{t}{l} E \\ G_{xz} = \frac{\gamma}{\sqrt{3}} \frac{t}{l} E \end{array} \right.$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \mu_x = 1 - \frac{8}{3} \left(\frac{t}{l} \right)^2 \\ \mu_y = 1 - 4 \left(\frac{t}{l} \right)^2 \\ \mu_z = \frac{1}{3} \end{array} \right. \quad \rho_e = \frac{2}{\sqrt{3}} \frac{t}{l} \rho$$

其中,t、l分别为蜂窝胞元壁板的厚度和长度; ρ 、E、G分别为铝蜂窝材料的密度、弹性模量和剪切模量; μ 为泊松比; γ 为修正系数,一般取0.4~0.6; E_x 、 E_y 、 E_z 为三个坐标方向的等效弹性模量; G_{xy} 、 G_{xz} 、 G_{yz} 为三个坐标面内的等效剪切模量; μ_x 、 μ_y 、 μ_z 分别为X、Y、Z向等效泊松比; ρ_e 为等效后的芯层密度。

5. 根据权利要求1或3所述的太阳翼帆板的等效建模方法,其特征在于:所述碳丝网格由若干宽度和间距恒定的碳纤维横纵铺设而成。

6. 根据权利要求1所述的太阳翼帆板的等效建模方法,其特征在于:所述均质恒厚各向异性层为保持每层碳纤维总体积不变,将铝蜂窝上、下碳丝网格面板等效成的等厚的各向异性纤维层。

7. 根据权利要求1所述的太阳翼帆板的等效建模方法,其特征在于:在建立有限元模型后,通过有限元仿真分析软件对太阳翼帆板进行模态仿真分析,并与模态试验结果进行对比,校核基频并验证等效建模方法的正确性。

一种太阳翼帆板的等效建模方法

技术领域

[0001] 本发明涉及铝蜂窝夹层板仿真分析领域,具体地说是一种太阳翼帆板的等效建模方法。

背景技术

[0002] 太阳能电池阵展开系统由于其负载的特性是跨度大、质量轻、结构阻尼弱、连接刚度低,因此其力学特性非常复杂。太阳能电池阵的动力学性能在卫星的正常运转中有着十分重要的作用。因此为保证产品的高可靠度,需要进行动力学响应分析。目前航天型号产品中大量使用复合材料,复合材料的有限元建模对仿真分析结果的精确性至关重要。正确的建模方式使得仿真分析的结果与试验测试的结果在要求的误差范围内,确保产品的各项力学性能指标满足设计技术要求。

[0003] 在采用MSC.Nastran、ANSYS等大型通用软件对太阳翼帆板进行有限元建模仿真计算时,这些通用程序中没有蜂窝结构和筛子行碳丝网格面板的单元库,使得计算只能采取等效处理。

发明内容

[0004] 针对现有技术的不足,本发明提供一种太阳翼帆板的等效建模方法,解决了太阳翼帆板主结构夹层铝蜂窝结构和碳纤维复合材料面板建模仿真的问题。

[0005] 本发明为实现上述目的所采用的技术方案是:

[0006] 一种太阳翼帆板的等效建模方法,包括以下步骤:

[0007] 步骤1:在三维建模软件中简化太阳翼帆板模型;

[0008] 步骤2:使用前后处理软件对简化后的太阳翼帆板模型采用节点六自由度壳单元进行网格划分;

[0009] 步骤3:太阳帆板中夹芯层铝蜂窝结构采用三明治夹芯板理论建立动力学仿真分析模型;

[0010] 步骤4:将铝蜂窝上、下碳丝网格面板采用均质恒厚各向异性层进行等效代替,建立有限元模型。

[0011] 所述简化太阳翼帆板模型包括对零件进行去除圆角、倒角,去除对主结构无影响的零散辅助件,以及辅助建模分割零件。

[0012] 所述三明治夹芯板理论为:假定芯层能抵抗横向剪切变形并且具有相应的面内刚度,上下碳丝网格服从Kirchhoff假设,忽略其抵抗横向剪应力的能力,则铝蜂窝芯层等效为均质的厚度不变的正交异性层。

[0013] 所述等效的均质的厚度不变的正交异性层的等效弹性参数为:

$$\begin{aligned}
 [0014] \quad & \begin{cases} E_x = \frac{4}{\sqrt{3}} \left(\frac{t}{l}\right)^3 E \\ E_y = \frac{4}{\sqrt{3}} \left(\frac{t}{l}\right)^3 E \\ E_z = \frac{2}{\sqrt{3}} \frac{t}{l} E \end{cases} & \begin{cases} G_{xy} = \frac{\sqrt{3}}{2} \left(\frac{t}{l}\right)^3 \gamma E \\ G_{yz} = \frac{\gamma}{\sqrt{3}} \frac{t}{l} E \\ G_{xz} = \frac{\gamma}{\sqrt{3}} \frac{t}{l} E \end{cases} \\
 [0015] \quad & \begin{cases} \mu_x = 1 - \frac{8}{3} \left(\frac{t}{l}\right)^2 \\ \mu_y = 1 - 4 \left(\frac{t}{l}\right)^2 \\ \mu_z = \frac{1}{3} \end{cases} & \rho_e = \frac{2}{\sqrt{3}} \frac{t}{l} \rho
 \end{aligned}$$

[0016] 其中, t 、 l 分别为蜂窝胞元壁板的厚度和长度; ρ 、 E 、 G 分别为铝蜂窝材料的密度、弹性模量和剪切模量; μ 为泊松比; γ 为修正系数, 一般取 $0.4 \sim 0.6$; E_x 、 E_y 、 E_z 为三个坐标方向的等效弹性模量; G_{xy} 、 G_{xz} 、 G_{yz} 为三个坐标面内的等效剪切模量; μ_x 、 μ_y 、 μ_z 分别为 X、Y、Z 向等效泊松比; ρ_e 为等效后的芯层密度。

[0017] 所述碳丝网格由若干宽度和间距恒定的碳纤维横纵铺设而成。

[0018] 所述均质恒厚各向异性层为保持每层碳纤维总体积不变, 将铝蜂窝上、下碳丝网格面板等效成的等厚的各向异性纤维层。

[0019] 在建立有限元模型后, 通过有限元仿真分析软件对太阳翼帆板进行模态仿真分析, 并与模态试验结果进行比对, 校核基频并验证等效建模方法的正确性。

[0020] 本发明具有以下有益效果及优点:

[0021] 1. 本发明可以广泛适用于蜂窝夹层板结构的有限元仿真建模, 以某型号卫星太阳能电池阵为研究对象, 采用三明治夹芯理论, 通过对夹层铝蜂窝结构和碳纤维复合材料面板进行详细建模, 最终建立准确的太阳翼帆板有限元模型, 并通过模态分析结果校核建模的精确性。

[0022] 2. 本发明提出的建模方法简单、可靠、实用性强。

[0023] 3. 本发明通过该等效建模方法得到可靠的有限元仿真分析结果为设计人员在设计优化阶段提供可靠的数据分析支持。

附图说明

[0024] 图1为本发明的方法流程图;

[0025] 图2为太阳翼帆板主体结构模型图; 其中1为电池片, 2为铝蜂窝上、下碳丝网格面板, 3为蜂窝, 4为胶层;

[0026] 图3为碳纤维面板示意图;

[0027] 图4为4×4碳纤维网格示意图。

具体实施方式

[0028] 下面结合附图及实施例对本发明做进一步的详细说明。

[0029] 如图1所示为本发明的方法流程图。

[0030] 本发明的太阳翼帆板等效建模方法的过程主要分以下三步：

[0031] 步骤一，在三维建模软件Solidworks中简化太阳翼帆板模型，包括去除结构件的圆角、倒角，去除对主结构无影响的零散轻质辅助件，以及辅助建模分割零件。将简化后的太阳翼帆板模型导入Hypermesh前处理软件，采用节点六自由度壳单元对帆板进行网格划分；三维建模软件包括：Solidworks、CATIA、UG、AutoCAD、Pro/E；前后处理软件及有限元仿真分析软件包括：HyperWorks、MSC.Patran&Nastran、ANSYS、ABAQUS、LMS Virtual.Lab。

[0032] 步骤二，采用三明治夹芯板理论建立太阳帆板中夹芯层铝蜂窝结构动力学仿真分析模型，假定芯层能抵抗横向剪切变形并且具有一定的面内刚度，上下碳丝网格服从Kirchhoff假设，忽略其抵抗横向剪应力的能力，则铝蜂窝芯层等效为一均质的厚度不变的正交异性层进行建模；

[0033] 步骤三，太阳翼帆板外部上、下碳丝网格面板是像筛子一样的网格，由宽 2mm 一股的纤维铺出来的，在每层碳纤维总体积不变前提下，将像筛子一样的上、下碳丝网格面板等效为一层均质等厚的各向异性纤维层进行建模仿真。

[0034] 本发明建立了更加精确的太阳翼帆板有限元模型，本发明针对某一型号太阳翼帆板三维模型进行有限元建模与仿真分析。

[0035] 图2为太阳翼帆板主体结构模型图。

[0036] 太阳电池阵主要由支架连接三块太阳翼帆板组成，帆板之间由铰链互相连接，太阳翼帆板主体为蜂窝夹层板。蜂窝夹层板结构通常由上、下两块高强度蒙皮表层和中间的蜂窝夹芯层组成，表层采用碳纤维复合材料，夹芯为铝蜂窝结构。

[0037] 采用有限元软件对蜂窝夹层结构的仿真分析建模主要有两部分，一方面是对夹芯层铝蜂窝结构的有限元建模，一方面是对上、下碳纤维复合材料面板的有限元建模。

[0038] 首先，在三维建模软件Solidworks中打开太阳电池阵整装模型，简化太阳翼帆板模型主结构，去除结构件中局部圆角、倒角，删减对主结构响应无影响的零散轻质辅助件，以及辅助建模分割零部件。将简化后的太阳翼帆板模型导入Hypermesh前处理软件，采用节点六自由度壳单元对帆板薄壁件进行网格划分，采用节点三自由度四面体单元或六面体单元对实体结构件进行网格划分。

[0039] 然后，由于在MSC.Nastran航天通用仿真分析软件中没有蜂窝结构的单元库，因此考虑建立铝蜂窝的等效力学模型。该专利所采用的三明治夹芯板理论是对蜂窝夹芯进行等效的一种有效方法，假定芯层能抵抗横向剪切变形并且具有一定的面内刚度，上下碳丝网格服从Kirchhoff假设，忽略其抵抗横向剪应力的能力，则铝蜂窝芯层等效为一均质的厚度不变的正交异性层。对于正六边形蜂窝的胞元，其等效弹性参数为：

$$\begin{aligned}
 [0040] \quad & \begin{cases} E_x = \frac{4}{\sqrt{3}} \left(\frac{t}{l}\right)^3 E \\ E_y = \frac{4}{\sqrt{3}} \left(\frac{t}{l}\right)^3 E \\ E_z = \frac{2}{\sqrt{3}} \frac{t}{l} E \end{cases} \quad \begin{cases} G_{xy} = \frac{\sqrt{3}}{2} \left(\frac{t}{l}\right)^3 \gamma E \\ G_{yz} = \frac{\gamma}{\sqrt{3}} \frac{t}{l} E \\ G_{xz} = \frac{\gamma}{\sqrt{3}} \frac{t}{l} E \end{cases} \\
 [0041] \quad & \begin{cases} \mu_x = 1 - \frac{8}{3} \left(\frac{t}{l}\right)^2 \\ \mu_y = 1 - 4 \left(\frac{t}{l}\right)^2 \\ \mu_z = \frac{1}{3} \end{cases} \quad \rho_e = \frac{2}{\sqrt{3}} \frac{t}{l} \rho
 \end{aligned}$$

[0042] 其中, t 、 l 分别为蜂窝胞元壁板的厚度和长度; ρ 、 E 、 G 分别为铝蜂窝材料的密度、弹性模量和剪切模量; μ 为泊松比; γ 为修正系数,一般取0.4~0.6; E_x 、 E_y 、 E_z 为三个坐标方向的等效弹性模量; G_{xy} 、 G_{xz} 、 G_{yz} 为三个坐标面内的等效剪切模量; μ_x 、 μ_y 、 μ_z 分别为X、Y、Z向等效泊松比; ρ_e 为等效后的芯层密度。

[0043] 最后,是对太阳翼帆板外表面上、下碳纤维复合材料面板的有限元建模。上、下碳纤维面板是像筛子一样的网格,面板与蜂窝之间通过发泡胶粘接在一起。

[0044] 如图3所示为碳纤维面板示意图。

[0045] 其中,板面主体A区采用空隙 4×4 碳纤维网格铺层,在板面有三条网格加密区,其中B区采用横向碳纤维加密,即空隙 4×1 碳纤维网格铺层,C区采用竖向碳纤维加密,空隙也为 4×1 碳纤维网格。

[0046] 碳纤维网格是由宽度2mm一股的纤维铺出来的,对于A区空隙 4×4 碳纤维网格,如图4所示,每股纤维中心距离是6mm,以 0° 和 90° 交错铺层。在有限元分析软件中对碳纤维网格按实际渔网状建模不现实,一般采用均质恒厚各向异性层进行等效代替。

[0047] 对于空隙 4×4 碳纤维网格,若一层碳纤维网格厚度为0.1mm,为等效为一层等厚的各向异性纤维层,相当于压扁每股碳纤维丝,用一股2mm宽碳纤维丝填满4mm的空隙,为保证面板力学性能不变,所以每层碳纤维丝总体积不变,在此前提下等效出的各向异性纤维层厚度为每股纤维丝厚度的 $1/3$,即0.03mm。

[0048] 同理,对于空隙 4×1 碳纤维网格,在加密方向空隙宽度为1mm,相当于2mm宽度碳纤维丝填补1mm的空隙,等效层厚为每股碳纤维丝的 $2/3$,也就是加密方向厚度为0.06mm。而非加密方向,空隙宽度仍为4mm,该层等效厚度为0.03mm。以B区为例,定义X方向为 0° 层方向,实际碳纤维面板铺层和仿真分析建模对比如下表1所示。

[0049] 表1碳纤维面板铺层属性表

[0050]

层数	实际铺层属性		仿真铺层属性	
	方向	厚度(mm)	方向	厚度(mm)
1	0°	0.01	0°	0.06
2	90°	0.1	90°	0.03

[0051] 由于有限元分析软件对碳纤维网格采用均质恒厚各向异性层进行等效代替,因此在面板的建模过程中,采用MSC.Nastran对整块帆板的上、下碳纤维复合材料面板结构使用PCOMPG卡片进行铺层定义。

[0052] 最后,以单翼为分析目标,对其进行有限元仿真建模分析。模态分析的目标就是识别出系统的固有频率,在航天领域,对太阳翼帆板展开状态的基频有设计性能指标的严格要求。MSC.Nastran提供了三类模态特征值解法,分别为跟踪法、变换法和兰索士(Lanczos)法,其中兰索士(Lanczos)法针对计算非常大的稀疏矩阵几个特征值问题最有效。通过MSC.Nastran有限元仿真分析软件对太阳翼帆板进行模态仿真分析,太阳翼帆板展开状态下基频为1.827Hz,该型号模态测试结果为1.6Hz,仿真分析结果与试验结果很接近,该专利提出的太阳翼帆板的等效建模方法可靠。

[0053] 通过MSC.Nastran有限元仿真分析软件对太阳翼帆板进行模态仿真分析,并与模态试验结果进行比对,校核基频并验证等效建模方法的正确性。

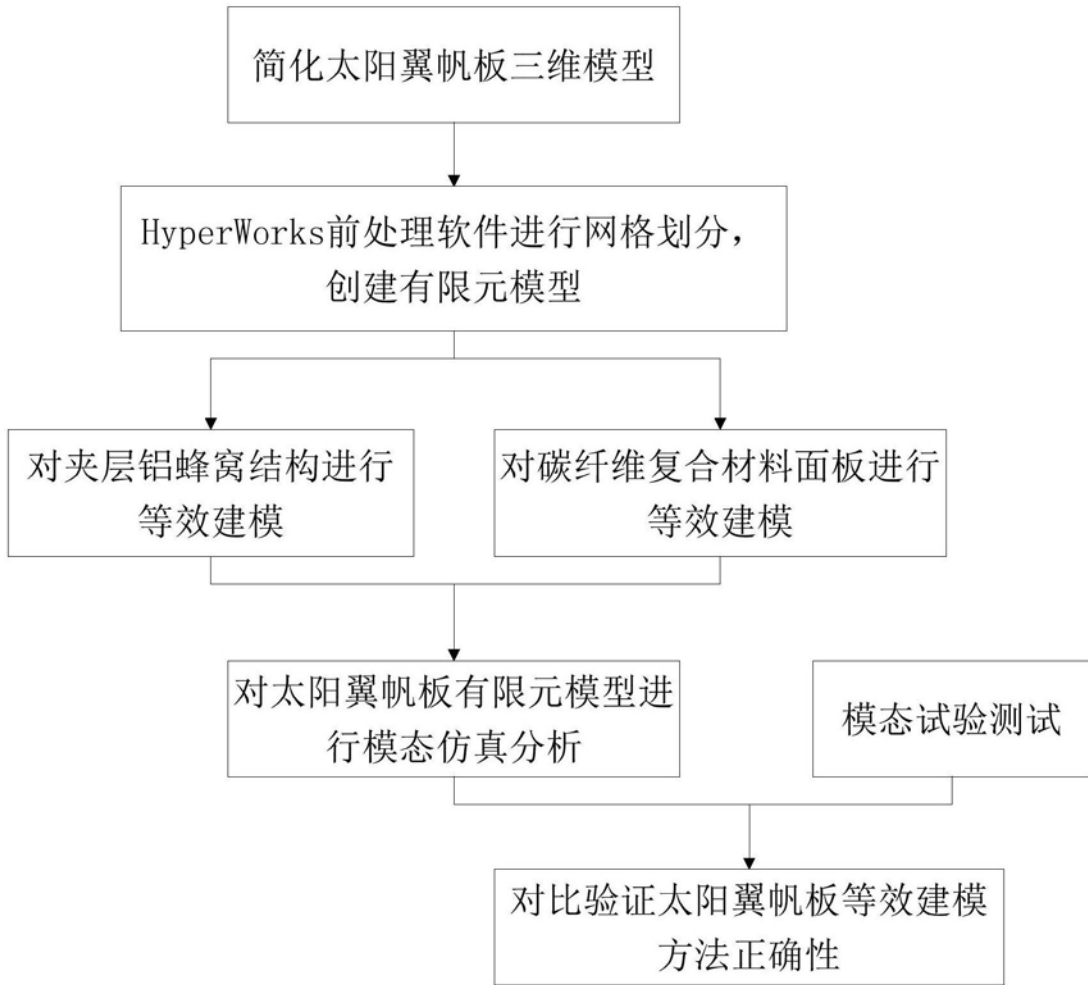


图1

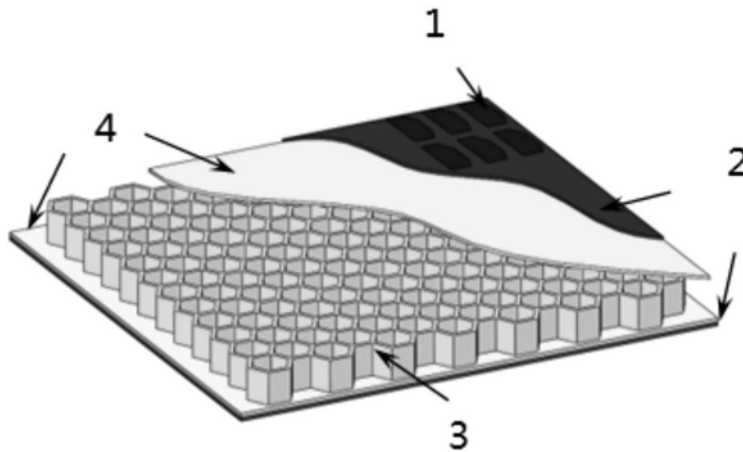


图2

A	C	A	C	A
B	BC	B	BC	B
A	C	A	C	A

图3

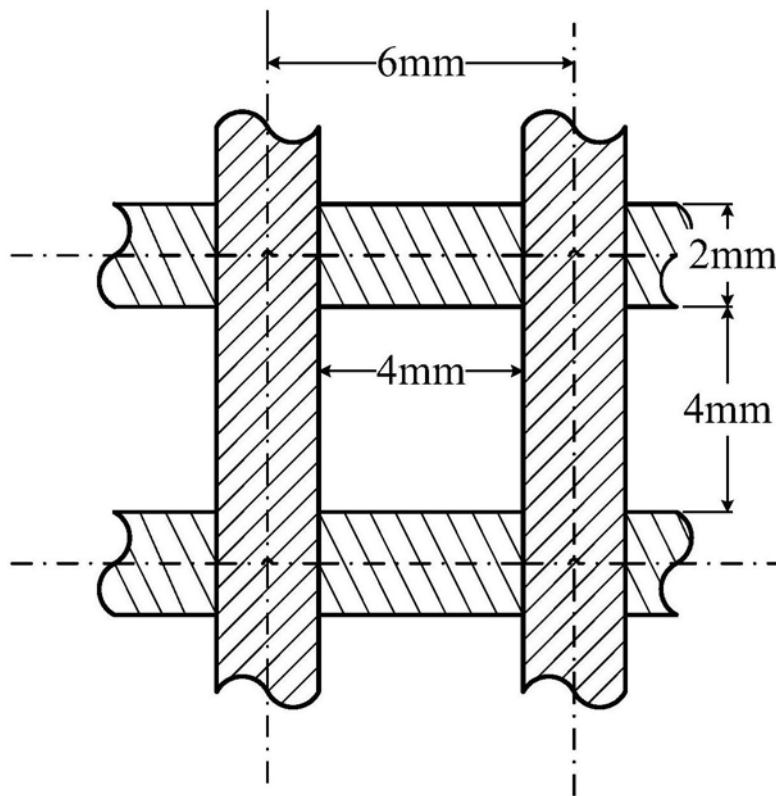


图4