

# PMI 泡沫夹层结构雷达天线罩间接热 - 结构耦合分析与实验研究\*

刘 钧, 周远明

(国防科技大学 空天科学学院, 湖南 长沙 410073)

**摘要:**机载 PMI 泡沫夹层结构雷达天线罩在环境温度变化时将产生表面变形现象并影响其使用性能, 但对天线罩热变形结果进行实时检测分析具有一定难度。通过 ANSYS 间接热 - 结构耦合法建立了分析模型, 对天线罩进行了计算分析, 采用热膨胀片状模型进行了理论分析, 在此基础上, 设计并开展了温度冲击实验研究。结果表明, PMI 夹层结构天线罩的热 - 结构耦合变形综合应变趋势是棱边处膨胀程度最大, 由边缘至天线罩透波面中心处, 膨胀程度逐渐减小; 间接热 - 结构耦合计算应变值与实测应变值之间平均相差 35.08%, 间接热 - 结构耦合分析方法与模型具有一定的可信性。

**关键词:** PMI 夹层结构; 雷达天线罩; 间接热 - 结构耦合; 热膨胀片状模型; 温度冲击实验

**中图分类号:** TB332 **文献标志码:** A **文章编号:** 1001 - 2486(2019)06 - 184 - 07

## Thermal-structure coupling analysis and experimental investigation of the radome fabricated by PMI foam sandwich structure

LIU Jun, ZHOU Yuanming

(College of Aeronautics and Astronautics, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** The surface deformation of airborne radome fabricated by PMI foam sandwich structure will happen when environment temperature was changed and the deformation will influence the performance of the radome. However, it is difficult to detect and analyze the thermal deformation of the radome in real time. The radome was calculated and analyzed by the model, which was established by using indirect thermal-structural coupling method in ANSYS. The traditional thermal expansion flake model used to analyze the calculation result in theory. Based on the analysis, the temperature shock test was designed and carried out. Result shows that the thermal-structural coupling deformation of the radome fabricated by PMI foam sandwich structure as the comprehensive strain trend that the expansion degree is the largest at the edge and the expansion degree gradually decreases from the edge to the center of the transparent surface. The average difference between the strain value of indirect thermal-structural coupling calculation and the measured strain value is 35.08%. The value proves the certain degree of credibility of the analysis method and the thermal-structure coupling model.

**Keywords:** PMI foam sandwich structure; radome; indirect thermal-structure coupling; thermal expansion flake model; temperature shock test

雷达天线罩在维持内部雷达稳定工作环境时, 必须保持良好的透波性能。由于使用环境的不同, 机载雷达天线罩还要求在质轻的条件下满足一定的力学性能要求。因此, 满足上述综合条件的 PMI 泡沫夹层结构雷达天线罩在飞行器上的应用越来越广泛。

PMI 泡沫夹层结构<sup>[1-3]</sup>, 一般是由承受拉压应力的面板材料和承受剪力的芯层材料组成的, 通常面板的厚度很小, 而芯层的厚度较大。夹层结构主要包含三部分材料: 基体材料、增强材料和轻质芯层材料。环氧树脂力学性能优良, 且因良好的介电性能常被用作透波材料, 适合作为天

罩蒙皮的基体材料。作为增强材料的玻璃纤维, 其介电常数  $\epsilon$  和介电损耗  $\tan\delta$  应尽可能小, 使天线罩达到“最大传输”和“最小反射”的使用目的。相对于其他玻璃纤维, 石英玻璃纤维由于其介电损耗  $\tan\delta$  最小, 非常符合作为雷达天线罩蒙皮增强材料的要求。PMI 泡沫是一种交联、刚性闭孔的发泡耐热材料<sup>[4]</sup>。其介电常数和介电损耗因子很小, 介电性能良好, 相同的密度条件下, 具有极高的比强度和比刚度<sup>[5]</sup>, 常作为夹层结构复合材料的芯子应用于航空航天、船舶生产、风机叶片和雷达天线罩的生产中<sup>[6-10]</sup>。

在执行任务的环境下, 机载雷达罩表面接受

\* 收稿日期: 2018 - 06 - 12

基金项目: 国防科技基金资助项目(3101013)

作者简介: 刘钧(1974—), 男, 湖南长沙人, 教授, 博士, 硕士生导师, E-mail: liujun502@nudt.edu.cn

太阳光的直接照射会使罩体表面升温,进而引发热-结构耦合效应。这种耦合效应将使罩体变形,电厚度发生变化,从而影响雷达罩的使用性能。针对纤维增强聚合物基复合材料的热-结构耦合变形,国内外已经有学者对其开展了研究:李乐坤等<sup>[11]</sup>对碳纤维增强的树脂基复合材料在受热情况下,沿碳纤维方向产生的热膨胀变形进行了研究与测试,通过理论计算与实验检测相结合的方法,改进了传统的复合材料片状模型,得到了一种新的热-结构变形理论模型,为进行复合材料热变形分析提供了一种模型依据。Moumita等<sup>[12]</sup>则采用了第三剪切变形理论,结合 ANSYS 软件对热应力作用下产生热变形的复合材料层合板进行了分析。周涛等<sup>[13]</sup>利用 ANSYS 软件对-80~20℃温度范围内的蜂窝夹层结构固面天线反射器所产生的热-结构耦合变形问题进行了有限元分析,对影响其热变形型面精度的不同变量进行了探究。

综合来看,通过 ANSYS 等有限元软件对复合材料进行热-结构耦合分析的方法开始受到研究人员的青睐。热结构耦合分析方法最早诞生于20世纪70年代中期,现在已经发展为三种分析模型:热弹性模型、本构耦合模型和运动耦合模型<sup>[14-15]</sup>。其中,热弹性模型在工程中运用最为广泛,由于只考虑热传导对结构变形的影响,所以也被称为单向耦合模型或者非耦合模型<sup>[16]</sup>。对于复合材料的一般性热结构耦合问题,可以将实体模型简化为热弹性模型,以便于减少计算工作量。

根据热分析与结构分析耦合顺序的不同,可将 ANSYS 热-结构耦合分析方式分为两种:直接热-结构耦合和间接热-结构耦合。直接热-结构耦合是指采用包含热分析自由度与结构分析自由度的耦合单元,经过一次性求解得到最终结果的方式。间接热-结构耦合则是指将通过热分析所得到的节点温度以体载荷的形式施加在结构模型上,再通过结构分析完成求解的方式<sup>[17]</sup>。所研究的雷达罩使用环境温度范围为30~70℃,在此温度范围内平板结构变形度较小,其对温度场的分布所产生的影响可以忽略,同时为了减小计算工作量,本文选择采用间接热-结构耦合的分析方式。

但对于复合材料夹层结构,由于其热-结构耦合变形情况复杂,影响因素较多,现阶段还没有一套完整的理论模型与体系来解释与预测具体的

形变情况,相关方面的研究甚少。尤其对于本文所研究的某型 PMI 泡沫夹层结构机载雷达天线罩,对其复合材料结构的热-结构耦合变形研究还尚未有公开的报道。

本文针对某型 PMI 泡沫夹层结构的机载雷达天线罩在实验、使用过程中可能产生的热变形问题,建立了夹层结构的热膨胀片状模型进行解释,并根据天线罩的实际工作环境,自行设计了温度冲击实验,对以 ANSYS 软件为基础的计算机仿真模拟结果进行了验证,首次探究了此构型 PMI 夹层结构雷达天线罩的热-结构耦合变形规律,为此型雷达天线罩的设计、使用和维护提供一定的指导建议,并且为 PMI 泡沫夹层结构热-结构耦合变形分析提供了新的思路,积累了相关的基础数据。

## 1 计算分析

### 1.1 材料性能参数

雷达天线罩夹层结构蒙皮所使用的是石英玻璃纤维/环氧树脂基复合材料(LT-5089),芯材选用 PMI 泡沫。相关材料体系的力学性能与热性能参数,如表1与表2所示。

表1 石英玻璃纤维/环氧基复合材料与 PMI 泡沫的力学性能参数

Tab.1 Mechanical properties of silica glass fiber/epoxy matrix composites and PMI foam

温度/℃	工程常数	环氧树脂	PMI 泡沫
30	$E_X/\text{GPa}$	37.49	0.092
50		29.91	0.092
70		21.67	0.092
30	$E_Y/\text{GPa}$	32.80	0.092
50		28.03	0.092
70		169.87	0.092
30	$E_Z/\text{GPa}$	3.81	0.092
50		1.44	0.092
70		0.02	0.092
30~70	$G_{XY}/\text{GPa}$	2.69	0.029
30~70	$G_{YZ} = G_{XZ}/\text{GPa}$	1.4	0.029
30~70	$\nu_{XY}$	0.255	0.33
30~70	$\nu_{YZ} = \nu_{XZ}$	0.29	0.33

注:  $E$ ——拉伸模量;  $G$ ——剪切模量;  $\nu$ ——泊松比。

表 2 石英玻璃纤维/环氧基复合材料与 PMI 泡沫的热性能参数

Tab. 2 Thermal properties of silica glass fiber/epoxy matrix composites and PMI foam

热性能参数	LT-5089	PMI 泡沫
$K/(W \cdot (m \cdot K)^{-1})$	0.339	0.02
$C/(J \cdot (kg \cdot K)^{-1})$	1081	2500
$\rho/(kg \cdot m^{-3})$	1230	85
$\alpha_L/(1 \times 10^{-6} \cdot K^{-1})$	16.959	33

注:  $K$ ——导热系数;  $C$ ——比热容;  $\rho$ ——密度;  $\alpha_L$ ——热膨胀系数。

## 1.2 热分析模型建立

计算分析所使用某型雷达天线罩外形尺寸如图 1 所示,该天线罩的透波面为夹层平板结构,上蒙皮厚度为 0.3 mm, PMI 泡沫芯层厚度为 4.2 mm,下蒙皮厚度为 0.3 mm;上、下蒙皮均为 3 层对称铺层。根据设计图使用 ANSYS-APDL 模块建立天线罩实体模型。

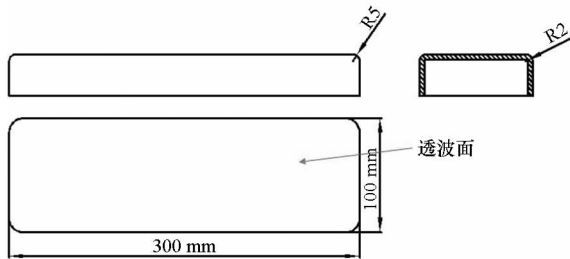


图 1 雷达天线罩外形示意图

Fig. 1 The outline diagram of radome

首先建立热分析模型,在建立实体模型时采用自下而上的建模方式。由于天线罩的结构和载荷皆具有对称性,为简化计算工作量,故建立整体 1/2 的实体模型。由于间接热-结构耦合分析需要由温度场单元向结构单元进行转换,参照温度单元与结构单元的对应表,采用延伸网格划分方法,对 1/2 实体模型使用三维八节点的热实体单元 solid70 进行网格划分,在生成天线罩实体模型的同时,形成有限元热分析模型,如图 2 所示。

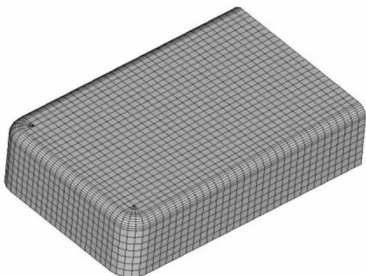


图 2 有限元热分析模型

Fig. 2 Finite element thermal model

参考相关标准<sup>[18]</sup>在热分析模型上施加温度载荷。本文采用瞬态分析中多载荷步施加的方式来模拟天线罩实际使用时的升、降温过程,根据载荷施加方式,通常可以将其分为斜坡载荷与阶跃载荷。斜坡载荷在施加时,载荷值与时间呈一种线性关系,载荷步的载荷值持续递增或递减至设定的载荷值,直至加载结束。而阶跃载荷则将全部载荷施加在第一载荷步上,其余载荷步的值皆与第一载荷步的载荷值相同,直至加载结束。其载荷施加的具体方式如下:

热分析载荷步①:初始状态。内、外表面均施加 30 °C。通过将内、外表面设定为斜坡加载至初始温度,同时设置一个很短的结束时间,可以得到天线罩在开始升温时的初始态。

热分析载荷步②:加热过程。删除内表面温度载荷,外表面施加 70 °C,采用斜坡载荷施加方式。载荷步时间步长参考国军标 GJB150.5 - 1986<sup>[18]</sup>设置为 240 s。

热分析载荷步③:70 °C 保温过程。外蒙皮表面维持恒温 70 °C 不发生改变,为模拟外蒙皮表面升温过程,热载荷不改变,施加方式变为阶跃式。通过计算载荷步②得到其结束后的内表面温度升温至 70 °C 所需时间,据此载荷步结束时间设置为 18 137 s。

热分析载荷步④:中间态。内表面均施加 70 °C。热载荷施加的目的主要是为了方便后续温度的设置,无实际意义。

热分析载荷步⑤:外表面降温过程。删除内表面温度载荷,外表面施加 30 °C,采用斜坡载荷施加方式。假设升、降温速率时间一致,即降温时间步长也设置为 240 s。

热分析载荷步⑥:30 °C 保温过程。外蒙皮维持恒温 30 °C 不发生改变,为模拟降温过程,保持载荷不变,载荷施加方式改为阶跃载荷。通过计算载荷步⑤得到其结束后的内蒙皮温度降温至 30 °C 所需时间,载荷步结束时间设置为 29 089 s。

## 1.3 热-结构耦合分析模型建立

在同一个实体模型下,热模型与结构模型采用相同的网格划分,可将热分析的有限元模型直接转换为结构有限元模型。参照温度场和应力场单元的对应关系,将 solid70 热分析单元转换为八节点层合实体单元 solid185。调整各单元坐标系的法线垂直于单元表面,通过单元坐标系对蒙皮和芯层进行铺层设置。不同载荷步的热分析计算结果作为体载荷施加在结构有限元模型上,建立热-结构耦合模型。

将 1.2 节热分析中所得计算结果作为体载荷代入到结构模型中计算。热-结构耦合分析同样采用多载荷步的方式,其过程操作与热分析类似,设置耦合分析载荷步 1、2、3、4、5:即将热分析载荷步①、②、③、⑤、⑥的计算结果单独作为载荷分别分步施加在模型上进行耦合求解。最后采用荷载工况组合的方式将上述耦合分析载荷步 1~5 的最终结果进行累积加和,从而得到经历了温度冲击后天线罩的热-结构耦合总变形。天线罩在实际使用过程中,底面被固定在基座上不能自由移动,所以底面的所有节点位移采用全约束,各向位移为 0。同时在 1/2 模型的 Y-Z 截面处则施加对称位移约束。

## 2 温度冲击实验

### 2.1 实验材料与仪器设备

原材料方面,石英玻璃纤维平纹布由湖北菲利华石英玻璃股份有限公司提供。LT-5089 型号环氧树脂与配套固化剂由香港惠利环氧树脂有限公司生产。PMI 泡沫使用德国德固赛公司所生产的制品。采用上述原材料,在自制模具上,用真空袋压工艺制备得到上、下面板厚度皆为 0.3 mm,芯材厚为 4.2 mm 的 PMI 泡沫夹层结构复合材料天线罩。

仪器设备方面,所使用的电热鼓风干燥箱型号为 101-3AB,由天津市泰斯特仪器有限公司提供。

### 2.2 温度冲击与变形检测

参考相关标准<sup>[18]</sup>设计温度冲击实验。温度冲击下天线罩变形检测实验流程分为温度冲击实验和变形检测实验两个部分。

#### 2.2.1 温度冲击实验

温度冲击实验的装置如图 3 所示。

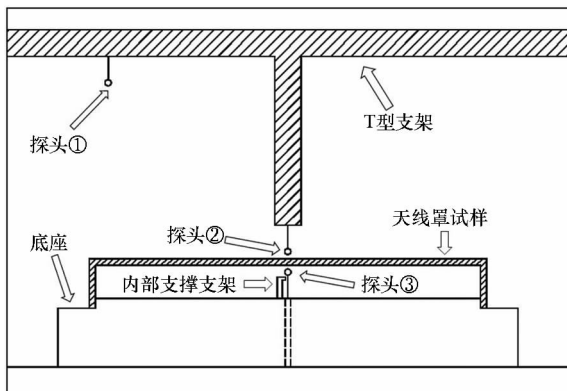


图3 装置示意图

Fig3 Position diagram of instrument

天线罩的温度冲击实验步骤具体如下:

**步骤 1:** 天线罩组装与放置。将实验用天线罩与安装底座粘接固定,水平放置于烘箱中刚性网状平台上。烘箱内预置位置可调节的测温探头,其中测温探头①的作用为检测烘箱内温度,测温探头②的作用为检测外表面温度,测温探头③的作用为检测内表面温度。调节温度探头与天线罩内、外表面的相对距离,使之符合设置的位置和高度。

**步骤 2:** 试样预处理。烘箱升温至 30 ℃,保温 1 h。使测温探头①~③温度显示为 30 ℃,且保持稳定后再进行下一步实验。

**步骤 3:** 加热升温。将烘箱温度升至 70 ℃,开始计时。当测温探头②到达 70 ℃时,记录时间  $t_1$  与此时测温探头①~③显示温度;继续升温,待测温探头③到达 70 ℃,记录时间  $t_2$  与此时测温探头①~③显示温度。

**步骤 4:** 冷却降温。关闭烘箱升温程序,打开炉门,进行强制冷却。待测温探头②显示 30 ℃时,记录时间  $t_3$  与此时测温探头①~③显示温度;待测温探头③到达 30 ℃后,记录时间  $t_4$  与测温探头①~③显示温度。

#### 2.2.2 变形检测实验

采用千分表对温度冲击实验后天线罩的上表面 Z 方向进行变形检测,以验证有限元仿真计算得到的热-结构耦合变形结果。

实验步骤如下:

**步骤 1:** 初始位移标定。此步骤需在温度冲击实验前完成。在天线罩表面划分 2 cm × 2 cm 网格,将天线罩制品固定于水平操作台上。之后将千分表夹持在支架上,使千分表指针垂直于天线罩上表面,将千分表调零。平移测出每个网格交点处的天线罩上表面 Z 向的初始位移,记录数据。测试完成后,保持支架固定不滑动,维持千分表高度不变,等待下次测试。

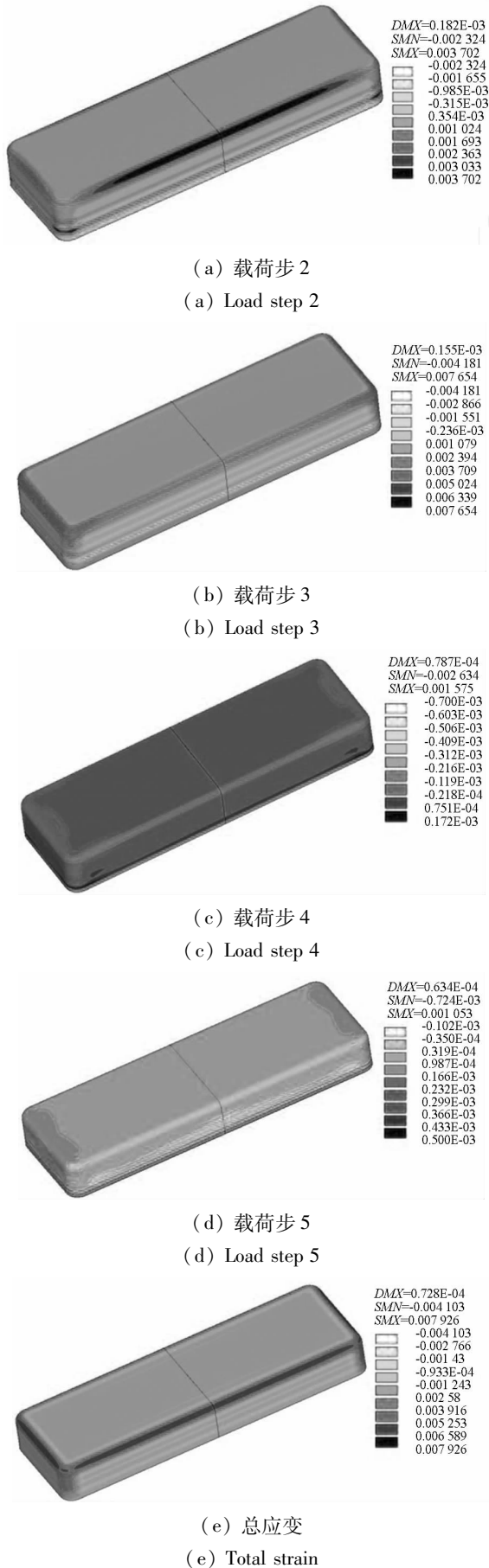
**步骤 2:** 热-结构耦合变形后位移测定。将完成温度冲击实验后的天线罩再次固定于水平台上,使用步骤 1 中千分表,按照步骤 1 操作测定天线罩上表面 Z 向发生变形后的位移,记录数据。

**步骤 3:** 数据处理。比较前后两次实验测试得到的上表面 Z 向位移,通过计算位移变形/原厚度,得到实验前后发生的残余应变。

## 3 结果分析与讨论

### 3.1 有限元计算结果分析与讨论

ANSYS 有限元计算分析可以得到最终的热-结构耦合计算应变云图,如图 4 所示。

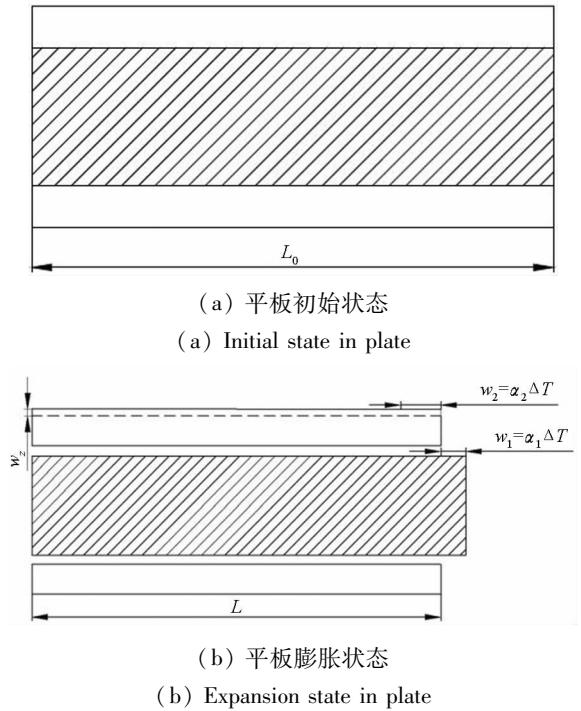


(a) 载荷步 2  
(a) Load step 2  
(b) 载荷步 3  
(b) Load step 3  
(c) 载荷步 4  
(c) Load step 4  
(d) 载荷步 5  
(d) Load step 5  
(e) 总应变  
(e) Total strain

图 4 应变云图

Fig. 4 Strain cloud picture

在加热保温过程(见图 4(a)~(b)),整个过程外表面受热,罩体内部通过外表面向内表面热传导升温,最终天线罩整体到达 70 °C,天线罩受热产生热膨胀。而降温冷却过程(见图 4(c)~(d)),整个过程由内表面向外表面传热,热量散失,天线罩内外表面降至 30 °C,其外蒙皮因降温而发生收缩变形,作负膨胀运动,线膨胀系数保持不变。PMI 泡沫夹层结构与复合材料层合板的结构具有一定程度的相似性,参考复合材料传统热膨胀片状模型建立天线罩典型平板及棱边处的夹层结构热膨胀片状模型,如图 5 所示。



(a) 平板初始状态  
(a) Initial state in plate

(b) 平板膨胀状态  
(b) Expansion state in plate

图 5 热膨胀片状模型

Fig. 5 Layer thermal expansion model

固体热膨胀可由式(1)来表示:

$$L = L_0 (1 + \alpha \Delta T) \quad (1)$$

式中, $L$ 为膨胀后长度(单位为 mm), $L_0$ 为原长尺寸(单位为 mm), $\Delta T$ 为温度变化(单位为 K), $\alpha$ 为线膨胀系数。

热应力计算公式则可由式(2)来表示:

$$\sigma = Ew \quad (2)$$

式中, $\sigma$ 代表热应力(单位为 MPa), $E$ 代表弹性模量(单位为 MPa), $w$ 表示应变。

平板夹层结构的升温膨胀热应变通常由两部分组成。第一部分直接由  $Z$  方向的线性膨胀应变  $w_2$  提供,参考式(1),它由 PMI 泡沫层与上、下蒙皮层厚度方向的膨胀叠加得到  $w_2 = w_1 + w_2 = \alpha_1 \Delta T + \alpha_2 \Delta T$ 。第二部分由热应力引起的应变提供。在夹层结构升温至 70 °C 时,由于上、下蒙皮

膨胀系数  $\alpha_2$  小于泡沫膨胀系数  $\alpha_1$ , 所以由升温产生的面内  $XY$  方向线膨胀应变  $w_2$  要小于线膨胀应变  $w_1$ , 即表现为上、下蒙皮阻碍 PMI 泡沫膨胀, 在 PMI 泡沫处产生压缩热应力, 由于泊松效应而使罩体产生厚度方向膨胀应变; 与此相反, 蒙皮处产生拉伸热应力, 泊松效应使罩体产生厚度方向收缩应变。但在同等应力作用下, 泡沫层应变要远大于蒙皮应变, 综合来看, 趋向于使夹层结构平板产生膨胀热应变。由应变云图 4 可知, 在升温保温阶段, 典型平板处的总应变为  $1.3 \times 10^{-3}$ , 它是膨胀应变, 符合模型推测。

棱边处的升温膨胀热应变原理与平板结构类似, 膨胀应变同样由两部分组成。它与平板处的区别在于对第二部分热应力应变, 圆弧构型会增强压缩热应力的作用, 将使 PMI 泡沫层沿半径方向的膨胀应变程度要大于典型平板处的热膨胀应变。综上所述, 在罩体棱边处产生膨胀应变, 且膨胀应变程度大于平板处的膨胀应变。这与图 4(a)、图 4(b) 结果相一致: 升温保温阶段, 棱边转角处的总应变为  $6.67 \times 10^{-3}$ , 且比典型平板处的膨胀总应变大 80.52%。

降温冷却阶段(见图 4(c) ~ (d)) 作负膨胀运动。原理与升温保温阶段一致。综上所述, 结合图 4(e) 的总应变云图可以看出, 当天线罩外部环境温度在  $30\text{ }^\circ\text{C}$  与  $70\text{ }^\circ\text{C}$  区间变化时, 天线罩总应变趋势是棱边处膨胀程度最大, 由边缘至天线罩透波面中心处, 膨胀程度减小, 应变范围由  $(5.23 \times 10^{-3} \sim 6.59 \times 10^{-3})$  降至  $(-9.33 \times 10^{-5} \sim 1.24 \times 10^{-3})$ 。

### 3.2 温度冲击实验结果分析与讨论

#### 3.2.1 温度冲击实验数据以及分析

将温度冲击实验所测得的  $t$  项数据代入热-结构耦合模型进行模拟计算, 将计算结果与温度冲击实验数据中探头③的测试数据进行对比, 得到如图 6 所示温度曲线图。

由曲线图可知: 在  $t_1$  处时, 计算温度大于实验温度 20.07%; 在  $t_3$  处时, 计算温度小于实验温度 8.04%, 两处平均相差 14.06% (起始点、 $t_2$  与  $t_4$  为固定温度点, 不做考虑)。它们之间的升、降温趋势保持一致, 温度相差较小, 热模型的分析方法与结果可靠, 对实验环境有较好的还原性, 计算得到的数据具有一定的参考性。

#### 3.2.2 变形检测实验数据以及分析

将温度冲击实验所测得的升、降温时间作为热载荷步的输入参数, 通过 ANSYS 模拟计算得到天线罩的模拟应变值, 其应变云图如图 7 所示。

根据温冲实验前后两次变形检测实验所测得

的试验数据绘制三维的天线罩透波面  $Z$  向应变图, 如图 8 所示。

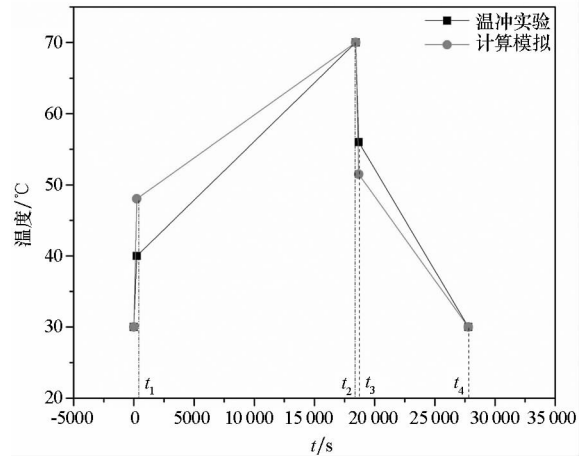


图 6 天线罩内表面温度曲线图

Fig. 6 Curves of temperature in radome inner surface

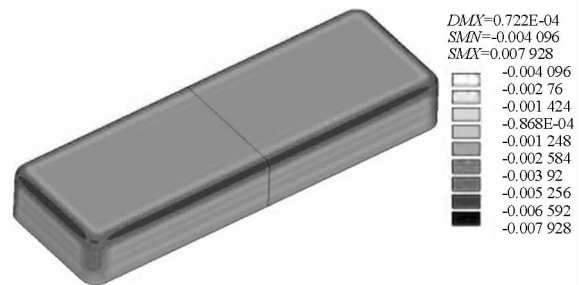


图 7 天线罩透波面应变云图

Fig. 7 Strain cloud picture of the transparent surface of the radome

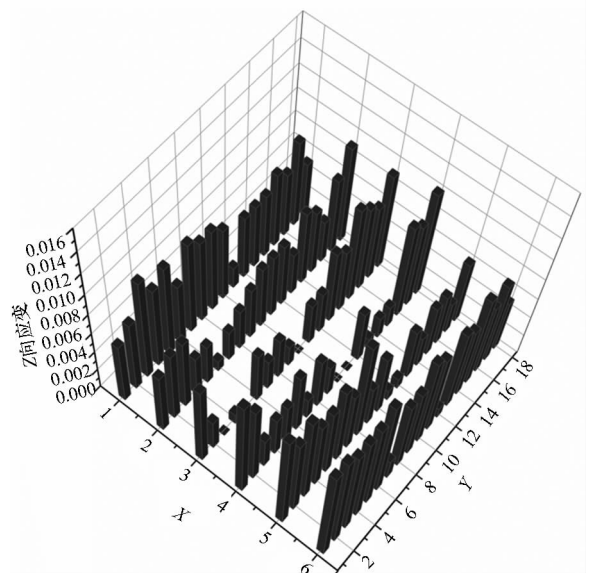


图 8 天线罩透波面  $Z$  向应变图

Fig. 8 The  $Z$  direction of strain diagram of the transparent surface of the radome

取温冲实验后天线罩透波面的角点, 长棱边中心点与平面中心点为三个特征点。观察图 8 可知, 进行温度冲击实验后, 天线罩透波面的  $Z$  向应变规

律符合 ANSYS 有限元计算所得到的应变分布规律。特征点处计算应变值与实测应变值之间平均相差 35.08%，对比相关文献计算结果<sup>[19-20]</sup>可知，此热-结构耦合计算模型具有一定程度的准确性。

## 4 结论

针对某型 PMI 泡沫夹层结构机载雷达天线罩，进行了热-结构耦合分析的计算机模拟，计算最终得到 ANSYS 热-结构耦合应变云图及其变形规律，并且设计温度冲击以及变形检测实验对模型的合理性以及热-结构耦合变形规律进行了验证。主要得到以下结论：

1) 在 30~70℃ 内，PMI 泡沫夹层结构盒型天线罩的热-结构耦合变形总应变趋势是棱边处膨胀程度最大，由边缘至天线罩透波面中心处，膨胀程度逐渐减小。

2) 由夹层结构热膨胀片状模型推得的热-结构耦合变形规律与计算得到的规律相吻合，在一定程度上解释了 PMI 泡沫夹层结构的热-结构耦合变形原理。

3) 温度冲击实验与计算模拟的升、降温趋势保持一致，监测点实测温度与计算值平均相差 14.06%。热模型具有一定程度的合理性，分析方法及其所得到的数据都具有一定的参考性。

4) 变形检测实验所得到的应变趋势与模拟分析结果一致，计算应变值与实测应变值之间平均相差 35.08%。

## 参考文献 (References)

- Qu J, Ju D W, Gao S R, et al. Research on the dynamic mechanical properties of polymethacrylimide foam sandwich structure[J]. *Composite Structures*, 2018(204): 22-30.
- 张玉英. 天线罩电性能分析与设计及 FSS 应用技术研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2007.
- ZHANG Yuying. Analysis and design of radome electrical performance and study of FSS application technology[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007. (in Chinese)
- 史维光. X 和 Ka 波段机载天线罩的分析与设计[D]. 成都: 电子科技大学, 2014.
- SHI Weiguang. The analysis and design of X and Ka band airborne radome [D]. Chendu: University of Electronic Science and Technology of China, 2014. (in Chinese)
- 刘峰. PMI 泡沫壳体夹层结构设计及力学性能研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2011.
- LIU Feng. Design of the structure and research on mechanical properties of PMI foam sandwich shell [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2011. (in Chinese)
- 孙春方, 李文晓, 薛元德, 等. 高速列车用 PMI 泡沫力学性能研究[J]. *玻璃钢/复合材料*, 2006(4): 13-15, 19.
- SUN Chunfang, LI Wenxiao, XUE Yuande, et al. Mechanical properties of PMI foam used in high speed train[J]. *Fiber Reinforced Plastics/Composites*, 2006(4): 13-15, 19. (in Chinese)
- Hermann F. PMI foam cores find further applications[J]. *Reinforced Plastics*, 2000, 44(1): 36-38.
- Pocius A V. Adhesion and adhesives technology: an introduction[M]. New York: Hanser Publishers, 2002.
- Dasilva F M, Chsner A. Special topic issue on structural adhesive joints [J]. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 2009, 29(6): 593-594.
- Corbatkina Y A, Ivanova-mumjjeva V G, Kuperman A M. Adhesive ability of a heat-resistant double-chain polymer and the strength of CFRP based on it [J]. *Mechanics of Composite Materials*, 2008, 44(4): 371-378.
- 刘钧, 边佳燕, 鲍铮, 等. 吸湿环境对石英纤维增强环氧树脂脂面板/PMI 泡沫夹层结构复合材料吸湿行为的影响[J]. *国防科技大学学报*, 2019, 41(5): 193-198.
- LIU Jun, BIAN Jiayan, BAO Zheng, et al. Effect of environment on moisture absorption behavior of quartz fiber reinforced epoxy panel/PMI core sandwich composites [J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2019, 41(5): 193-198. (in Chinese)
- 李乐坤, 李曙林, 常飞, 等. 碳纤维增强树脂基复合材料的热膨胀行为 [J]. *机械工程材料*, 2016, 40(4): 97-101.
- LI Lekun, LI Shulin, CHANG Fei, et al. Thermal expansion behavior of carbon fiber reinforced resin composite [J]. *Materials for Mechanical Engineering*, 2016, 40(4): 97-101. (in Chinese)
- Moumita S, Chaitali R, Dhiraj B. Thermal stress analysis of laminated composite plates using third order shear deformation theory[M]. Springer India: Springer Book, 2015.
- 周涛, 叶周军, 史耀辉, 等. 星载蜂窝夹层结构固面天线反射器的热变形[J]. *复合材料学报*, 2017, 32: 1-9.
- ZHOU Tao, YE Zhoujun, SHI Yaohui, et al. Analysis of thermal distortion for honeycomb sandwich construction rigid reflector of satellite antenna [J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2017, 32: 1-9. (in Chinese)
- 尹莲花, 刘莉. 飞行器热结构优化方法研究综述[J]. *战术导弹技术*, 2006(5): 53-58.
- YIN Lianhua, LIU Li. Overview of methods of aircraft thermal-structure optimization [J]. *Tactical Missile Technology*, 2006(5): 53-58. (in Chinese)
- 李松年. 航天结构热力学的任务和应用[J]. *力学进展*, 1994, 24(1): 1-23.
- LI Songnian. Thermomechanics of aerospace structures—tasks and applications [J]. *Advances in Mechanics*, 1994, 24(1): 1-23. (in Chinese)
- Marin M, Craciun E M. Uniqueness results for a boundary value problem in dipolar thermoelasticity to model composite materials [J]. *Composites Part B*, 2017(126): 27-37.
- 凌桂龙. ANSYS 14.0 热力学分析从入门到精通 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2013.
- LING Guilong. ANSYS 14.0 from the beginning to the mastery of thermodynamic analysis [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2013. (in Chinese)
- GJB150.5-86. 军用设备环境试验方法温度冲击试验[S]. 北京: 国防科学工业技术委员会, 1986.
- GJB150.5-86. Environmental test methods for military equipments temperature shock test [S]. Beijing: COSTIND, 1986. (in Chinese)
- 吴佳燕, 李郝林. 基于 ANSYS 的主轴系统有限元模型结构优化[J]. *机械设计与研究*, 2010, 26(6): 65-67.
- WU Jiayan, LI Haolin. Spindle system finite element model optimization based on ANSYS [J]. *Machine Design and Research*, 2010, 26(6): 65-67. (in Chinese)
- 邵金萍. 鼓式制动器制动热结构耦合分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2009.
- SHAO Jinping. Coupling analysis of thermo-mechanical phenomena in drum brake [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2009. (in Chinese)