doi:10.11887/j.cn.201803009 http://journal.nudt.edu.cn

大型复合材料空间刚架缩比模型设计方法*

周利霖[1],廉永正[2],刘财芝[2],李道奎[1]
(1. 国防科技大学 空天科学学院,湖南 长沙 410073;2. 北京宇航系统工程研究所,北京 100076)

摘 要:缩比模型试验是获取大型复合材料空间刚架力学特性或响应的一种有效途径,其中一项重要内容是缩比模型设计。以大型复合材料空间刚架为研究对象,阐述已有传统方法的局限性;基于离散相似提出结合有限元方法的方程分析法,利用该方法推导大型复合材料空间刚架静力学响应和动特性的相似关系;利用所提方法设计某复合材料龙骨的1/5缩比模型,并通过试验进行验证。验证结果表明,所提方法和推导的相似关系能够用于指导大型复合材料空间刚架的缩比模型试验。

关键词:复合材料;空间刚架;缩比模型;方程分析法;有限元方法
中图分类号:V414.1 **文献标志码**:A **文章编号**:1001-2486(2018)03-055-06

Design method of scale model for large composite spatial frame

ZHOU Lilin[1], *LIAN Yongzheng*[2], *LIU Caizhi*[2], *LI Daokui*[1]
(1. College of Aeronautics and Astronautics, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;
2. Beijing Astronautics Systems Engineering Institute, Beijing 100076, China)

Abstract: Scale model test is an effective approach to obtain mechanical characteristics or response of large composite spatial frame, in which the design of scale model is one of the most important parts. Large composite spatial frame was taken as the object. The limitation of the existing traditional methods was elaborated; based on the discrete similarity, the equational analysis method combing the finite element method was proposed; the similarity relationship for static response and dynamic characteristics of large composite spatial frame was deduced by this method; the 1/5 scale model of a composite keel was designed by the proposed method and was verified through experiments. The verification result shows that the proposed method and the deduced similarity relationships can be used to guide the scale model test of large composite spatial frame.

Key words: composite; spatial frame; scale model; equational analysis method; finite element method

随着航空航天器的大型化趋势以及各种先进复合材料的应用,大型复合材料空间刚架已越来越引起人们的关注,被广泛地应用于卫星、国际空间站、平流层飞艇等各类航空航天器。图1为应用于卫星上的典型复合材料刚架结构[1]。目前国外的卫星广泛采用这种结构。图2为美国奋进号航天飞机雷达地形测绘使命(Shuttle Radar Topography Mission, SRTM)系统,采用了长60 m的可展开桁架用于搭载舱外天线[2]。

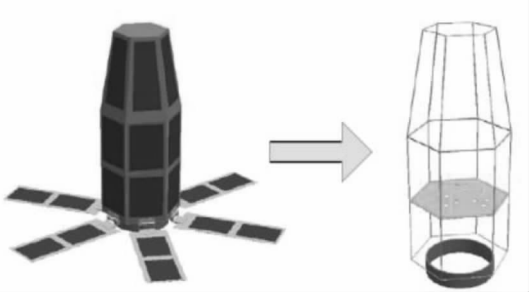


图1 卫星的复合材料刚架结构
Fig. 1 Composite frame structure of satellite

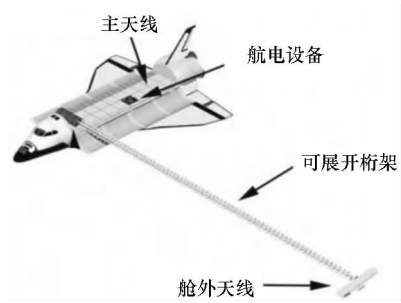


图2 SRTM系统
Fig. 2 System of SRTM

在平流层飞艇应用方面,近年来西方发达国家纷纷投入大量经费开展大型或巨型平流层飞艇研制,如美国空军"攀登者"军用飞艇、美国导弹

* 收稿日期:2017-05-02
基金项目:国家自然科学基金资助项目(11472003)
作者简介:周利霖(1990—),男,江西南昌人,博士研究生,E-mail:zllftx2008@163.com;
李道奎(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail:lidaokui@nudt.edu.cn

防御局大型高空飞艇(High Altitude Airship, HAA)、欧洲航天局“哈尔”高空飞艇、法国“艾威”飞艇、英国 SkyCat 型大型飞艇、德国“卡尔戈莱伏特”巨型运输飞艇、俄罗斯“金雕”平流层飞艇,等等[3-5]。其中,这些平流层飞艇长度普遍为 50 ~ 300 m,重点型号为 200 m 左右且多采用半硬式结构。半硬式飞艇以复合材料刚架作为龙骨(如图 3 所示),一方面加强飞艇囊体的薄弱点以助于承受和分布飞艇静升力与气动力载荷,另一方面(相对于硬式结构)减少了飞艇质量并方便运输[5-6]。

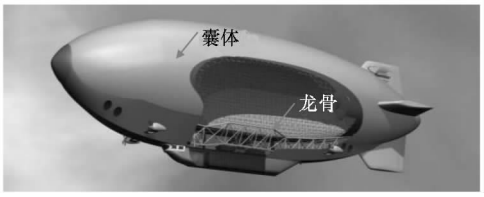


图 3 半硬式飞艇结构示意图

Fig. 3 Structural illustration of the semi-rigid airship

地面试验是验证飞行器结构强度与刚度的重要手段。但对于大型复合材料空间刚架,如果直接制造全尺寸原型机进行试验,不仅造价高昂,而且对试验设备和场地的要求高,不便于进行地面试验。为降低技术风险和成本,缩短研制周期,便于利用现有技术手段,通常在项目正式实施前通过缩比模型试验验证技术可行性[7]。

缩比模型试验中一项重要环节是缩比模型设计,其理论基础是相似定理[8-9],核心内容是推导研究对象相关特性或响应的相似关系。这些相似关系用于指导缩比模型的结构参数设计、试验中边界条件和载荷的确定、试验结果的相似性预测,等等[10-11]。目前,推导相似关系主要通过量纲分析法和方程分析法[11]。但这两种传统方法并非适用于任何结构,特别对于大型复合材料空间刚架存在应用的局限性。因此,本文将提出适用于大型复合材料空间刚架的缩比模型设计方法,推导其静力学响应和动特性的相似关系,并通过缩比模型试验进行验证。

1 结合有限元方法的方程分析法

大型复合材料空间刚架的特点在于其结构尺寸大且复合材料的力学性能复杂,这使得采用传统的量纲分析法或方程分析法进行缩比模型设计时存在局限性:

1)大型复合材料空间刚架的大尺寸特点使得其缩比模型设计通常要求较大的缩尺幅度(例如 1/10 甚至 1/20),但量纲分析法要求所有尺寸的相似系数相同,而受现有工艺限制,复合材料单层材料厚度无法按照整体相似系数进行缩尺;

2)方程分析法使用的前提是已知用于描述物理现象的控制方程,而由于刚架结构中杆件空间分布复杂且复合材料参数繁杂,直接建立结构整体的控制方程难度大且精度难以保证。

针对上述传统方法的局限性,本文基于相似的可离散性提出结合有限元方法的方程分析法。如图 4 所示。

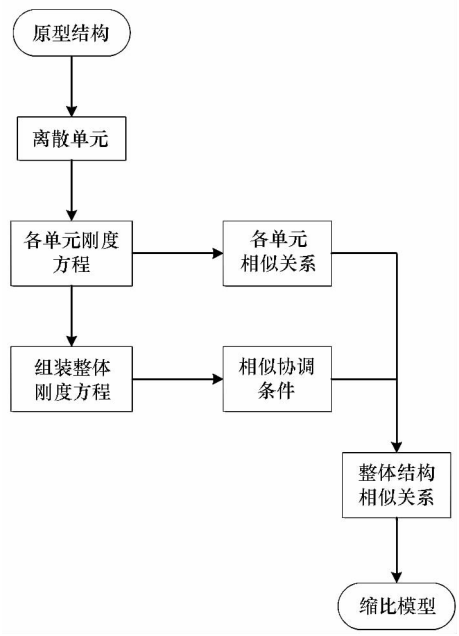


图 4 结合有限元方法的方程分析法

Fig. 4 Equational analysis method combing finite element analysis

2 相似关系推导

将结合有限元方法的方程分析法应用于大型复合材料空间刚架(后文简称为“刚架”),推导其静力学响应和动特性的相似关系。刚架由杆件和接头构成,杆件为直杆,杆件之间通过接头进行固接。因此,将杆件作为“离散单元”,接头用于建立连接单元的“相似协调条件”。同时,对研究对象进行如下假设:

1)将杆件视为欧拉梁并忽略复合材料的变形耦合特性;

2)忽略接头的变形,将之视为刚体。

2.1 静力学响应相似关系

2.1.1 各杆件相似关系

将刚架离散为 n 个欧拉梁单元,根据有限元理论得第 i 个单元在局部坐标系下(用上标“e”表示局部坐标系)的平衡方程为

$$\boldsymbol{K}^e_{i,6\times6}\cdot\boldsymbol{q}^e_{i,6\times1}=\boldsymbol{P}^e_{i,6\times1}\quad i=1,2,\cdots,n \tag{1}$$

式中,$\boldsymbol{K}^e_{i,6\times6}$、$\boldsymbol{q}^e_{i,6\times1}$和 $\boldsymbol{P}^e_{i,6\times1}$分别表示第 i 个单元在局部坐标系下的梁单元刚度矩阵、节点位移向量和节点力向量。对于各向同性材料,$\boldsymbol{K}^e_{i,6\times6}$、$\boldsymbol{q}^e_{i,6\times1}$和 $\boldsymbol{P}^e_{i,6\times1}$具体表示为

$$\boldsymbol{K}^e_{i,6\times6}=\begin{bmatrix}
\frac{E_iA_i}{l_i} & 0 & 0 & -\frac{E_iA_i}{l_i} & 0 & 0\\
0 & \frac{12E_iI_i}{l_i^3} & \frac{6E_iI_i}{l_i^2} & 0 & -\frac{12E_iI_i}{l_i^3} & \frac{6E_iI_i}{l_i^2}\\
0 & \frac{6E_iI_i}{l_i^2} & \frac{4E_iI_i}{l_i} & 0 & -\frac{6E_iI_i}{l_i^2} & \frac{2E_iI_i}{l_i}\\
-\frac{E_iA_i}{l_i} & 0 & 0 & \frac{E_iA_i}{l_i} & 0 & 0\\
0 & -\frac{12E_iI_i}{l_i^3} & -\frac{6E_iI_i}{l_i^2} & 0 & \frac{12E_iI_i}{l_i^3} & -\frac{6E_iI_i}{l_i^2}\\
0 & \frac{6E_iI_i}{l_i^2} & \frac{2E_iI_i}{l_i} & 0 & -\frac{6E_iI_i}{l_i^2} & \frac{4E_iI_i}{l_i}
\end{bmatrix}_i \tag{2}$$

$$\boldsymbol{q}^e_{i,6\times1}=[\,u^e_{1,i}\quad v^e_{1,i}\quad \theta^e_{1,i}\quad u^e_{2,i}\quad v^e_{2,i}\quad \theta^e_{2,i}\,]^{\mathrm{T}}$$

$$\boldsymbol{P}^e_{i,6\times1}=[\,P^e_{u1,i}\quad P^e_{v1,i}\quad M^e_{\theta1,i}\quad P^e_{u2,i}\quad P^e_{v2,i}\quad M^e_{\theta2,i}\,]^{\mathrm{T}}$$

其中,下标“i”表示第 i 个单元,下标“1”和“2”表示第 i 个单元的两端节点,u、v、θ 分别表示节点的轴向位移、横向挠度和转角,P_u、P_v、M_θ 分别表示节点承受的轴向集中载荷、横向集中载荷和弯矩,l、E、A、I 分别表示杆的轴长、弹性模量、横截面面积、横截面惯性矩。

对单根杆件受弯曲和拉压载荷的情况[1]进行研究,此时仅考虑杆件的拉压刚度和抗弯刚度,而忽略其扭转刚度。根据文献[12],将式(2)中的 E_iA_i 和 E_iI_i 分别替换为层合复合材料薄壁杆件中的 $k_{11,i}$和 $k_{44,i}$,即等效拉压刚度和等效抗弯刚度。进而式(1)可展开为

$$\begin{cases}
\frac{k_{11,i}}{l_i}(u^e_{1,i}-u^e_{2,i})=P^e_{u1,i}\\
\frac{12k_{44,i}}{l_i^3}(v^e_{1,i}-v^e_{2,i})+\frac{6k_{44,i}}{l_i^2}(\theta^e_{1,i}+\theta^e_{2,i})=P^e_{v1,i}\\
\frac{6k_{44,i}}{l_i^2}(v^e_{1,i}-v^e_{2,i})+\frac{2k_{44,i}}{l_i}(2\theta^e_{1,i}+\theta^e_{2,i})=M^e_{\theta1,i}\\
\frac{k_{11,i}}{l_i}(u^e_{1,i}-u^e_{2,i})=-P^e_{u2,i}\\
\frac{12k_{44,i}}{l_i^3}(v^e_{1,i}-v^e_{2,i})+\frac{6k_{44,i}}{l_i^2}(\theta^e_{1,i}+\theta^e_{2,i})=-P^e_{v2,i}\\
\frac{6k_{44,i}}{l_i^2}(v^e_{1,i}-v^e_{2,i})+\frac{2k_{44,i}}{l_i}(\theta^e_{1,i}+2\theta^e_{2,i})=M^e_{\theta2,i}
\end{cases} \tag{3}$$

令特征量 $\bar{u}^e_i$、$\bar{v}^e_i$、$\bar{\theta}^e_i$ 分别表征第 i 个单元两端节点在局部坐标系下的轴向位移、横向挠度和转角,特征量 $\bar{P}^e_{u,i}$、$\bar{P}^e_{v,i}$、$\bar{M}^e_{\theta,i}$分别表征第 i 个单元两端节点处在局部坐标系下的轴向集中载荷、横向集中载荷和弯矩。将各物理量的相似系数代入式(3)得各杆件的相似关系为

$$\begin{cases}
\frac{\lambda_{\bar{u}^e_i}\lambda_{k_{11,i}}}{\lambda_{l_i}}=\lambda_{\bar{P}^e_{u,i}}\\
\frac{\lambda_{\bar{v}^e_i}\lambda_{k_{44,i}}}{\lambda^3_{l_i}}=\frac{\lambda_{\bar{\theta}^e_i}\lambda_{k_{44,i}}}{\lambda^2_{l_i}}=\lambda_{\bar{P}^e_{v,i}}\\
\frac{\lambda_{\bar{u}^e_i}\lambda_{k_{44,i}}}{\lambda^2_{l_i}}=\frac{\lambda_{\bar{\theta}^e_i}\lambda_{k_{44,i}}}{\lambda_{l_i}}=\lambda_{\bar{M}^e_{\theta,i}}
\end{cases} \tag{4}$$

其中,相似系数 λ 为物理量 x 的模型值与其原型值之比,即 $\lambda_x=\frac{x_{模型}}{x_{原型}}$。

2.1.2　相似协调条件

一方面,根据相似的离散性,刚架的整体控制方程相似离散为各杆件在整体坐标系下的控制方程式相似。为保证单元控制方程在局部坐标和整体坐标系下具有一致的相似性,要求

$$\lambda_{\boldsymbol{T}_{i,6\times6}}=1 \tag{5}$$

式中,$\boldsymbol{T}_{i,6\times6}$表示从局部坐标系到整体坐标系的坐标转换矩阵。式(5)表示缩比模型中杆件满足空间相对位置不变,因此要求各杆件杆长的相似系数相同且等于整体尺寸相似系数 λ_L,即

$$\lambda_{l_i}=\lambda_L \tag{6}$$

另一方面,根据接头为刚体的假设,在整体坐标系下:同一接头上各杆件节点具有相同的位移向量,接头上各杆件节点载荷之和与外载荷平衡。进而导出相似关系式

$$\begin{cases}
\lambda_{\bar{u}^e_i}=\lambda_{\bar{v}^e_i}=\lambda_\delta\\
\bar{P}^e_{u,i}=\bar{P}^e_{v,i}=\lambda_F\\
\bar{M}^e_{\theta,i}=\lambda_M=\lambda_F\lambda_L
\end{cases} \tag{7}$$

其中,λ 的下标中特征量 δ 表征刚架整体的变形,特征量 F 和 M 分别表示刚架整体所受外载力和力矩。

整理式(5)~(7),得相似协调条件

$$\begin{cases}
\lambda_{l_i}=\lambda_L\\
\lambda_{\boldsymbol{T}_{i,6\times6}}=1\\
\lambda_{\bar{u}^e_i}=\lambda_{\bar{v}^e_i}=\lambda_\delta\\
\bar{P}^e_{u,i}=\bar{P}^e_{v,i}=\lambda_F\\
\bar{M}^e_{\theta,i}=\lambda_M=\lambda_F\lambda_L
\end{cases} \tag{8}$$

2.1.3　相似关系整合

联立相似关系式(4)和相似协调条件式(8),

得复合材料刚架静力学响应相似关系为

$$\begin{cases}\lambda_{l_i}=\lambda_L\\ \lambda_{k_{11,i}}\lambda_L^2=\lambda_{k_{44,i}}\\ \lambda_M=\lambda_F\lambda_L\\ \lambda_\delta=\dfrac{\lambda_F\lambda_L}{\lambda_{k_{11,i}}}\end{cases}\quad i=1,2,\cdots,n \tag{9}$$

2.2 动特性相似关系

该推导过程与 2.1 小节类似,不再赘述。不同的是,由于固有频率作为刚架的整体力学特性无法离散到各杆件,因此动特性的相似协调条件需要从刚架整体的特征方程中进行补充。

根据有限元方法得刚架的特征方程

$$|(\boldsymbol{K}-\omega^2\boldsymbol{M})|=0 \tag{10}$$

式中,$\boldsymbol{K}$ 和 $\boldsymbol{M}$ 分别表示整体坐标系下刚架整体的刚度矩阵和质量矩阵,特征量 ω 表征固有频率。

展开式(10)并代入相似系数,简化得

$$\lambda_\omega=\sqrt{\frac{\lambda_{k_{11,i}}}{\lambda_\rho\lambda_A\lambda_L^2}}=\sqrt{\frac{\lambda_{k_{44,i}}}{\lambda_\rho\lambda_A\lambda_L^4}} \tag{11}$$

式中,ρ 表示各杆件的材料密度。

联立式(9)和式(11)得复合材料刚架动特性相似关系为

$$\begin{cases}\lambda_{l_i}=\lambda_L\\ \lambda_{k_{11,i}}\lambda_L^2=\lambda_{k_{44,i}}\\ \lambda_\omega=\sqrt{\dfrac{\lambda_{k_{11,i}}}{\lambda_\rho\lambda_A\lambda_L^2}}\end{cases}\quad i=1,2,\cdots,n \tag{12}$$

2.3 复合材料参数条件简化

分析式(9)和式(12)中均包含的复合材料参数条件式

$$\lambda_{k_{11,i}}\lambda_L^2=\lambda_{k_{44,i}}\quad i=1,2,\cdots,n \tag{13}$$

对于刚架中常采用的圆管式杆件,利用文献[12]中 k_{11} 和 k_{44} 的表达式,代入式(13)得

$$\lambda_L^2\frac{\left[2\pi\sum_{j=1}^{m}(C_{11})_j nr\,|_{n_{j-1}}^{n_j}\right]_{\mathrm{p}}}{\left[2\pi\sum_{j=1}^{m}(C_{11})_j nr\,|_{n_{j-1}}^{n_j}\right]_{\mathrm{m}}}=\frac{\left[-\pi\sum_{j=1}^{m}(C_{11})_j(rn^3/3+r^2n^2+r^3n)\,|_{n_{j-1}}^{n_j}\right]_{\mathrm{p}}}{\left[-\pi\sum_{j=1}^{m}(C_{11})_j(rn^3/3+r^2n^2+r^3n)\,|_{n_{j-1}}^{n_j}\right]_{\mathrm{m}}} \tag{14}$$

式中:下标“p”和“m”分别表示原型和缩比模型;下标 j 表示复合材料的单层序号,m 和 n 分别表示总层数和单层厚度;n_j 和 n_{j-1} 分别表示第 j 层的上表面坐标和下表面坐标;$(C_{11})_j$ 表示第 j 层的材料本构矩阵中的第一项元素[12]。

将式(14)右端项的分子分母同时提取中面半径 r,化简为

$$\frac{\left[-\pi\sum_{j=1}^{m}(C_{11})_j(rn^3/3+r^2n^2+r^3n)\,|_{n_{j-1}}^{n_j}\right]_{\mathrm{p}}}{\left[-\pi\sum_{j=1}^{m}(C_{11})_j(rn^3/3+r^2n^2+r^3n)\,|_{n_{j-1}}^{n_j}\right]_{\mathrm{m}}}=\lambda_r^2\frac{\left[-\pi\sum_{j=1}^{m}(C_{11})_j(n^3/3r+n^2+rn)\,|_{n_{j-1}}^{n_j}\right]_{\mathrm{p}}}{\left[-\pi\sum_{j=1}^{m}(C_{11})_j(n^3/3r+n^2+rn)\,|_{n_{j-1}}^{n_j}\right]_{\mathrm{m}}} \tag{15}$$

由于薄壁圆管满足 $\dfrac{n_j-n_{j-1}}{r}\ll 1$,则 $n^3/3r$ 和 n^2 相比于 rn 均为可忽略的小量,因此式(15)近似为

$$\lambda_r^2\frac{\left[-\pi\sum_{j=1}^{m}(C_{11})_j(n^3/3r+n^2+rn)\,|_{n_{j-1}}^{n_j}\right]_{\mathrm{p}}}{\left[-\pi\sum_{j=1}^{m}(C_{11})_j(n^3/3r+n^2+rn)\,|_{n_{j-1}}^{n_j}\right]_{\mathrm{m}}}=\lambda_r^2\frac{\left[2\pi\sum_{j=1}^{m}(C_{11})_j nr\,|_{n_{j-1}}^{n_j}\right]_{\mathrm{p}}}{\left[2\pi\sum_{j=1}^{m}(C_{11})_j nr\,|_{n_{j-1}}^{n_j}\right]_{\mathrm{m}}} \tag{16}$$

再将式(16)代入式(14)得

$$\lambda_r^2=\lambda_L^2 \tag{17}$$

2.4 相似关系整合形式

联立式(9)、式(12)和式(17)得复合材料刚架静力学响应和动特性的相似关系

$$\lambda_L=\lambda_{l_i}=\lambda_{r_i}\quad i=1,2,\cdots,n \tag{18}$$

$$\lambda_M=\lambda_F\lambda_L \tag{19}$$

$$\begin{cases}\lambda_\delta=\dfrac{\lambda_F\lambda_L}{\lambda_{k_{11,i}}}\\ \lambda_\omega=\sqrt{\dfrac{\lambda_{k_{11,i}}}{\lambda_\rho\lambda_A\lambda_L^2}}\end{cases} \tag{20}$$

根据缩比模型设计和试验的流程,式(18)用于设计缩比模型的结构参数,式(19)用于设计缩比模型试验的载荷条件,式(20)用于根据缩比模型响应预测原型结构响应或性能。其中,需要指出:用于缩比模型结构参数设计的式(18)仅涉及杆件的长度和中面半径,因此在复合材料铺层设计方面是无约束的,从而能够满足大型复合材料空间刚架缩比模型试验中大幅缩尺的需求;缩比模型中复合材料铺层的不同通过相似系数 $\lambda_{k_{11,i}}$ 反应在位移和固有频率的相似系数中。

3　复合材料刚架试验验证

为验证所推导相似关系的精度,首先设计、制造了某复合材料龙骨并将之作为原型试验件,然后根据所推导的相似关系式设计并制造了 1/5 缩比模型,进而对原型试验件及其缩比模型均进行静力学试验和动特性试验,最后通过试验结果分别计算响应位移和固有频率的相似误差。

3.1　原型试验件结构概述

如图 5 所示,根据大型半硬式飞艇中龙骨常用的刚架构型,设计、制造了某复合材料龙骨,并将之作为原型试验件。该龙骨整体长 14 m,由 104 根层合复合材料圆管和 44 个接头组成。层合复合材料圆管内径为 36 mm,外径为 40 mm。其中,圆管由 T700 碳纤维复合材料构成,单层厚度为 0.2 mm、密度为 1.8 g/mm^3,铺层角顺序为 $(0_2/90/0_2/\pm45/0_2/90)$。

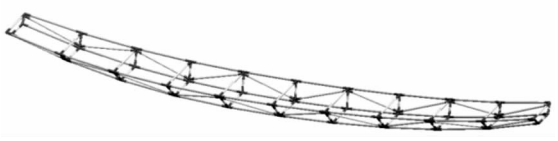


图 5　复合材料龙骨

Fig. 5　Composite keel

3.2　缩比模型参数设计

为保证各圆管在空间分布的相似性,缩比模型中各圆管和接头的长度为原型的 1/5;同时设计圆管外径为 9.5 mm,厚度为 2.0 mm,铺层角顺序为 $(\pm45)_2/(0/90)_4/0_3$,单层厚度约为 0.14 mm,单层材料与原型相同。

进而,将上述参数代入式(18)~(20)得相似系数

$$\begin{cases}\lambda_L=\lambda_{l_i}=\lambda_{r_i}=1/5\\ \lambda_F=1/5\\ \lambda_M=1/25\\ \lambda_\delta=1/5\\ \lambda_\omega=5\end{cases}\tag{21}$$

3.3　静力学试验和动特性试验

对原型试验件及其缩比模型均开展静力学试验和动特性试验。

如图 6 所示,静力学试验采用三点弯曲测试方式:龙骨两端简支,中部施加竖直向下的载荷,测量底部各接头(编号 1 至 9)的竖向位移。原型试验中加载力大小依次为 1 kN、1.5 kN、2 kN、2.5 kN;根据式(21)中 $\lambda_F=1/5$,缩比模型试验中加载力大小依次为 200 N、300 N、400 N、500 N。

如图 7 所示,动特性试验中同样采用两端简支,通过敲击法和环境激励法获取各接头位置的加速度,进而计算结构整体的固有频率。

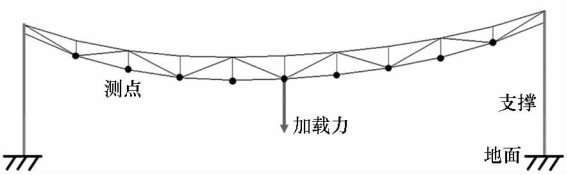


图 6　静力学试验方案

Fig. 6　Scheme of static test

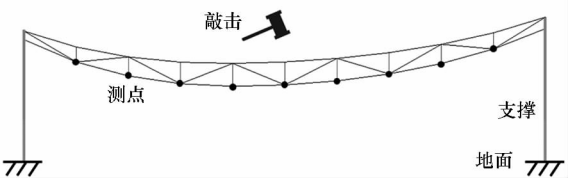


图 7　动特性试验方案

Fig. 7　Scheme of dynamic characteristic test

3.4　相似性对比及分析

将原型试验件和缩比模型的试验结果进行相似性对比。

3.4.1　静力学响应方面

根据式(21)中 $\lambda_\delta=1/5$ 计算响应位移的相似误差

$$\varepsilon_u=\frac{u_{\mathrm{m}}\lambda_\delta^{-1}-u_{\mathrm{p}}}{u_{\mathrm{p}}}\times100\%=\frac{5u_{\mathrm{m}}-u_{\mathrm{p}}}{u_{\mathrm{p}}}\times100\%\tag{22}$$

代入原型试验件和缩比模型的试验数据,得相似误差情况如表 1 所示。

表 1　各接头响应位移的相似误差

Tab. 1　Similarity error of the response displacement of each joint

接头编号	不同试验载荷下响应位移的相似误差/%			
	1 kN (200 N)	1.5 kN (300 N)	2 kN (400 N)	2.5 kN (500N)
1	-2.34	-2.72	-1.33	-0.93
2	-3.16	1.24	-0.19	0.90
3	-4.60	-2.00	-3.32	-1.10
4	-4.97	-4.13	-2.87	-0.01
5	-3.69	-3.44	-1.90	1.32
6	-4.55	-4.18	-3.64	0.28
7	-1.49	-4.15	-2.37	1.87
8	3.52	2.56	0.38	1.14
9	-1.87	-2.52	-0.72	-1.84

注:1 kN、1.5 kN 等表示原型试验中载荷大小,200 N、300 N等表示对应的缩比模型试验中载荷大小。

对表 1 所示结果进行如下分析：

1)从各接头的相似误差均值来看,随载荷增大相似误差均值减小,特别在载荷 2.5 kN 时相似误差范围仅为 -1.84% ~1.87%。这是因为,载荷增加时响应位移增大,使得测量误差的影响减小。

2)整体相似误差处于 -4.97% ~3.52% 的范围,表明缩比模型在静力学响应方面与原型具有较高的相似度。

3.4.2 *动特性方面*

根据式(21)中 $\lambda_\omega = 5$ 计算固有频率的相似误差

$$\varepsilon_\omega = \frac{\omega_{\mathrm{m}}\lambda_\omega^{-1} - \omega_{\mathrm{p}}}{\omega_{\mathrm{p}}} \times 100\% = \frac{\omega_{\mathrm{m}}/5 - \omega_{\mathrm{p}}}{\omega_{\mathrm{p}}} \times 100\% \tag{23}$$

代入原型试验件和缩比模型的试验数据,得前三阶固有频率的相似误差如表 2 所示。

表 2 前三阶固有频率相似误差

Tab. 2 Similarity error of the first three natural frequencies

模态阶数	原型频率/Hz	缩比模型频率/Hz	相似误差/%
1	5.31	28.20	6.21
2	18.27	86.38	-5.44
3	33.76	160.89	-4.67

由表 2 可见,前三阶固有频率相似误差最大仅为 6.21%,表明缩比模型在动特性方面与原型具有较高的相似度。其中误差主要源于试验中无法完全模拟简支的边界条件,龙骨与支撑结构间的连接存在摩擦这种难以相似的因素,致使原型试验件和缩比模型在边界条件相似性方面存在误差,从而产生固有频率的相似误差。

4 结论

对比试验结果,响应位移相似误差处于 -4.97% ~3.52% 的范围,固有频率相似误差最大仅为 6.21%。该结果表明缩比模型在静力学响应和动特性方面与原型具有较高的相似度,从而验证了所提结合有限元方法的方程分析法的准确性。因此,该方法能够用于指导大尺寸复合材料刚架的缩比模型试验,为其方案设计提供有效的试验验证手段。

参考文献(References)

[1] 鞠苏. 大跨度复合材料支架及其快速架撤机构设计[D]. 长沙：国防科技大学, 2006.
JU Su. Design for composite truss with long span and mechanism for setting up and dismantling quickly [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2006. (in Chinese)

[2] 佟川, 白争锋. 空间桁架结构动态特性的有限元分析[J]. 科学技术与工程, 2014, 14(11): 142 -146.
TONG Chuan, BAI Zhengfeng. Finite element analysis of dynamic characteristics for space truss structure[J]. Science Technology and Engineering, 2014, 14(11): 142 -146. (in Chinese)

[3] 赵达, 刘东旭, 孙康文, 等. 平流层飞艇研制现状、技术难点及发展趋势[J]. 航空学报, 2016, 37(1): 45 -56.
ZHAO Da, LIU Dongxu, SUN Kangwen, et al. Research status, technical difficulties and development trend of stratospheric airship [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(1): 45 -56. (in Chinese)

[4] 姚伟, 李勇, 王文隽, 等. 美国平流层飞艇发展计划和研制进展[J]. 航天器工程, 2008, 17(2): 69 -75.
YAO Wei, LI Yong, WANG Wenjuan, et al. Development plan and research progress of stratospheric airship in USA[J]. Spacecraft Engineering, 2008, 17(2): 69 -75. (in Chinese)

[5] 杨秋萍, 席德科. 飞艇技术发展现状与趋势[J]. 航空制造技术, 2010(19): 78 -81.
YANG Qiuping, XI Deke. Development of airship technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2010(19): 78 -81. (in Chinese)

[6] 王飞, 王伟志. 半硬式平流层飞艇龙骨结构设计与有限元分析[J]. 航天返回与遥感, 2011, 32(4): 14 -23.
WANG Fei, WANG Weizhi. Structure design and finite element analysis of the keel of semi-rigid stratosphere [J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2011, 32(4): 14 -23. (in Chinese)

[7] Davis D A, Gronet M J, Tan M K, et al. Concept design and analysis of a dynamic scale model of the space station freedom: NASA-CR-4598 [R]. NASA Technical Reports Server, 1994.

[8] Coutinho C P, Baptista A J, Rodrigues J D. Reduced scale models based on similitude theory: a review up to 2015[J]. Engineering Structures, 2016, 119: 81 -94.

[9] Butoescu B V A J. Similitude criteria for aeroelastic models[J]. Incas Bulletin, 2015, 7(1): 37 -50.

[10] Kline S J. Similitude and approximation theory[M]. Berlin: Springer-Verlag, 1986: 229.

[11] Kuneš J. Similarity and modeling in science and engineering[M]. Cambridge, UK: Cambridge International Science Publishing, 2012: 440.

[12] Liviu L, Ohseop S. Thin-walled composite beams: theory and application[M]. Netherlands: Springer, 1996.