

空间充气展开结构动态分析研究进展

谭惠丰 李云良† 苗常青

哈尔滨工业大学, 复合材料与结构研究所, 哈尔滨 150001

摘要 空间充气展开结构是一种以薄膜材料为主构建而成的新型结构, 可用于构建大型的天线、太阳能集中器、太阳帆等空间结构, 为空间结构的大型化提供了一条有效的解决途径. 其动态特性是充气展开结构设计过程中必须考虑的问题, 动态分析测试技术一直是充气展开结构研究过程中的关键问题, 由于充气展开结构在材料、结构形式及工作环境等方面的特殊性, 使得其动态分析和测试技术出现了很多新的问题. 目前充气展开结构动态分析的研究方法主要集中在两个方面: 实验研究和数值模拟. 实验研究主要是针对充气薄膜结构的特点, 由接触式的测试手段向非接触式的测试手段发展, 但实验研究在真空和微重力环境的模拟上面临着很大的问题. 数值模拟研究可以有效的模拟结构在真空和微重力环境下的动态行为, 并可分析重力、空气和褶皱等因素对结构振动特性的耦合影响. 本文综述了空间充气展开结构动态分析的实验研究和数值研究的发展和现状, 并讨论了其中存在的问题, 在此基础上指出了该项研究的发展趋势.

关键词 空间充气展开结构, 薄膜, 振动, 模态分析, 有限元

1 引言

空间充气展开结构是主要由薄膜构建而成的一种新型的结构形式. 针对传统的空间结构重量大, 发射成本高的不足, 国外对充气展开结构进行了多年的研究. NASA 于 1996 年进行了空间充气展开天线的实验^[1~3], 进一步推动了空间充气展开结构研究工作的进展. 与机械展开结构相比, 空间充气展开结构具有折叠体积小、重量轻、成本低、展开可靠性高等优点^[4~7]. 发射前处于折叠状态, 发射入轨后结构通过充气展开达到设计外形要求. 空间充气展开结构可用于构建大型的天线、太阳能集中器^[8]、太阳帆^[9]、充气防护盾^[10]等空间结构, 为空间结构的大型化提供了一个平台, 为深空探测提供了一条新的解决途径.

空间充气展开结构的特点有以下几个方面: 首先, 运行环境为真空和微重力的空间环境, 受到多样动态载荷的影响, 如结构本身的姿态调整, 微流星体的撞击和交变的温度应力等; 其次是结构的大型化, 例如计划空间应用的地面敏感雷达使用的充气展开天线的尺寸为 $12\text{m} \times 6\text{m} \times 3\text{m}$ ^[11], 用于监测地球

物理环境的卫星将使用 35m 直径的大口径天线^[12]; NASA 未来的太阳帆的尺寸将达到上百米; 第 3, 采用超薄的薄膜材料构建而成, 例如太阳帆使用的薄膜的厚度将小于 $5\mu\text{m}$, 其面密度将小于 $2\text{g}/\text{m}^2$ ^[13]. 由于充气展开结构的上述特点, 其动态特性的研究变得十分重要, 同时与常规结构的动态分析相比, 出现了一些新的困难和问题. 国外对空间充气展开结构的动态特性进行了大量的研究, 取得了一定的成果, 但也存在着不足, 所以该项技术目前尚不成熟, 这在一定程度上也限制了空间充气展开结构的实际应用.

2 实验研究

空间充气展开结构主要由薄膜、支撑结构(充气支撑管及支撑环)等组成. 其动态分析研究主要针对这些部件及其组合结构展开的.

2.1 薄膜的动态分析

薄膜在空间充气展开结构中的应用多是以功能部件出现的, 如作为天线、雷达及光学透镜的应用. 这些结构都要求具有很高的表面精度, 而薄膜的动态

收稿日期: 2005-09-24, 修回日期 2006-12-25

† E-mail: liyl-hit@163.com

特性将会对其表面精度及结构形式产生影响. 除此之外, 动态特性的重要性还表现在以下两个方面: (1) 对于表面有高精度要求的结构来说, 需要进行隔振及消振的设计, 同时由于褶皱、热变形和制作工艺(局部的硬化)等因素会引起结构响应的变化; (2) 薄膜表面需要通过主动的方式进行外形的控制. 以上两方面的问题都与薄膜自身的动态特性紧密相关.

薄膜振动的理论研究早在 1700 年就已经开始了, 但是由于实验技术的制约, 薄膜振动的实验研究相对比较滞后. Chladni(1756~1827) 采用砂子和粉末来获得模态形式的方法研究了薄板的振动, 这是一个较早的类似于薄膜振动的实验. Faraday 的薄膜振动实验是采用马尾丝来激励薄膜, 并将精细的粉末均匀的撒在薄膜表面上, 粉末汇集到薄膜的中心说明了空气对薄膜振动产生一定的影响^[14]. 1860 年 Bourget 进行薄膜振动实验并与理论结果进行了对比^[15], 实验过程为先将薄膜用水淋湿, 并将其粘在木质的框架上, 然后将薄膜烘干以形成薄膜内张力, 张力的大小可以通过薄膜潮湿程度来控制. 他采用风琴乐音来施加激励, 并采用了 Chladni 的实验方法. 实验获得的最初几阶模态与理论结果符合的很好, 但是固有频率与理论结果差别很大. 1956 年 Bergmann 研究了肥皂薄膜的振动^[16], 薄膜是通过气泡产生的, Bergmann 的实验通过旋转的方式产生厚度均匀的肥皂薄膜, 他的实验系统是使用了声音的激励, 在他的实验中只出现了对称的模态形式. 1964 年 Chobotov 研究大变形对薄膜振动频率的影响^[17], 实验采用了声音激励的方式, 并采用电容位移传感器测量 $6\mu\text{m}$ 厚度的 Mylar 薄膜的模态, 实验结果表明, 固有频率是振动幅度的函数, 说明了薄膜振动具有很强的非线性的特征.

1983 年 Sewall 等人进行三角形薄膜的振动实验^[18]. 试件是边长为 1m 薄膜, 张紧后固定在支撑的架子上的, 通过电磁振动计进行激励的施加, 响应是通过安装在架子上的可移动的电磁探针进行测量的. 测试分别在不同的真空度和张紧力的情况下进行的, 以确定薄膜的振动特性及空气对振动特性的影响. 这个实验的数据被后来许多研究者所引用, 是一个重要的薄膜振动实验.

最近十几年由于空间充气展开结构受到了人们的广泛关注, 薄膜振动问题的研究又成为了热点问题. 同时由于测试手段的不断发展, 也促进了薄膜振动实验研究的进展.

2000 年 Jenkins 研究了局部激励下的圆形薄膜的响应^[19]. 试件为直径为 0.7m 的 Mylar 薄膜, 薄膜在张紧后紧贴在背板上, 预张紧力大小是仅用于克

服由于重力作用而产生的薄膜松弛. 38mm 直径的喇叭在薄膜的中心区域进行声音激励, 整个薄膜的面积大约是这个面积的 340 倍. 实验是在真空的环境中进行的, 实验装置如图 1 所示. 实验结果表明, 在低频频率情况下薄膜出现了整体的模态形式, 而在高阶频率上, 则出现了局部的模态响应. 实验结果表明这种低张力作用下的薄膜的模态辨识具有一定的难度.

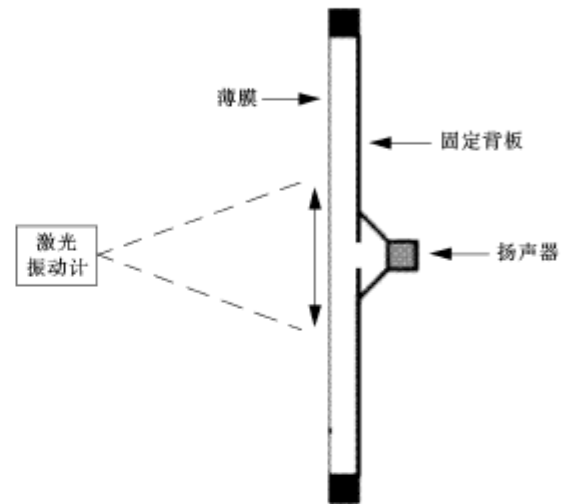


图 1 圆形薄膜振动实验示意图

2002 年 Richard 运用摄影测量法进行薄膜动态响应的研究^[20]. 在边长为 0.7m 的矩形 Kapton 薄膜上粘贴了 100 个靶点, 薄膜通过 4 个角连接在构架上, 并使薄膜张紧. 构架处于悬挂的状态. 电磁振荡计附着在构架的底部, 在每 10s 一个周期内前后缓慢的移动构架, 通过摄相机对薄膜进行拍照. 对重复运动的 4 个周期进行录相测试, 高的张紧力和缓慢的移动可以消除薄膜的局部振动, 运动分析软件可以得到薄膜的动态特性参数.

2003 年 James 使用压电传感器和激光振动计对正方形薄膜进行了动态分析^[21], 试验模型如图 2 所示. 薄膜为边长 1.02m 的 Kapton 薄膜, 厚度 $51\mu\text{m}$, 4 个角由力传感器联接在支点上, 拉力为 20N, 薄膜表面贴有 100 个激光反射靶点. 压电传感器是一种光纤复合材料, 在变化的电压的作用下, 可以产生收缩和扩张运动, 将其粘贴在薄膜上以后, 通过与薄膜之间的剪力作用可以产生薄膜的面外振动. 实验主要考虑了表面压电片的位置和数量对测试结果的影响.

2003 年 Kulkathasan 进行了与图 2 形式类似的薄膜振动实验^[22], 实验采用电磁振动计和激光振动计分别进行激励的输入和薄膜响应数据的采集. 实验主要考查了在不同的对角张力作用下, 所产生的不同的褶皱形式对薄膜振动特性的影响.

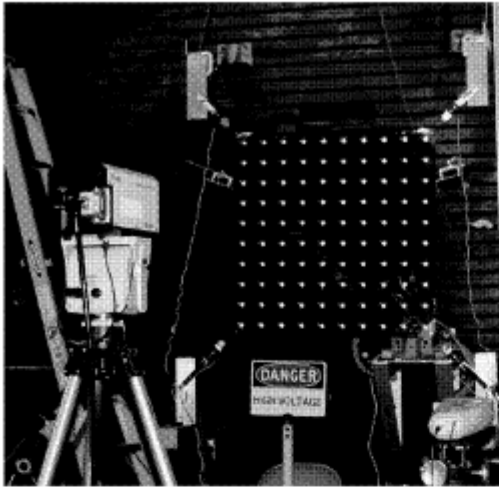


图 2 正方形薄膜的动态测试

2005 年 Leyland 进行与 James 的实验装置相类似的实验^[23]. 实验对在一个角施加激励和在 4 个角同时施加激励两种激励方式下的实验结果进行了对比, 发现激励的位置可以影响到薄膜的固有频率和振动模式, 同时, 实验结果与数值模拟结果相比相对较低, 说明薄膜有较大的面积接触空气, 所以空气的存在明显地降低了薄膜的固有频率.

2.2 支撑结构的动态分析

空间充气展开结构的展开机理就是通过充气的方式实现结构的展开. 作为其主要的结构部件, 充气展开支撑管、支撑环不仅提供了结构展开的动力, 而且通过充气压力的保持或刚化作用^[24], 形成一定的刚度, 起到保持结构设计外形的作用. 其动态性能的研究也是充气展开结构技术的一个重要研究内容.

1988 年 Leonard 指出弹性梁的模态理论可以应用于充气管的低阶频率的模拟. 1995 年 Main 进行悬臂充气管的动态测试并确定了结构有效刚度^[25], 对于不同充气压力下的结构刚度也进行了研究.

2000 年 Kara 对充气管进行了动态分析^[26]. 实验系统如图 3 所示. 充气管处于悬臂状态. 实验采用电磁振动器和激光振荡计进行激励的输入和动态信号的采集. 模态分析的结果与端部有集中质量的悬臂梁的理论公式进行了对比分析. 端部有集中质量的悬臂梁的频率公式为

$$f_n^2 = \frac{E_n I}{4\pi l^3 M_B} \left(M_B R_n^4 / M_t \mu_n + r_n^4 \right) \quad (1)$$

其中 f_n 为第 n 阶固有频率, M_t 为充气管的质量, M_B 为管端部的集中质量, l 为充气管的长度, E_n 为充气管的名义弹性模量, R_n, r_n, μ_n 是与充气管相关的实常数. 从公式 (1) 可以看出, 公式没有显含

充气压力的影响. 但是 E_n 的取值是与充气压力有关的. 假定在悬臂梁的端部作用一个垂直于梁中轴线的载荷 P , 相应产生的最大挠度为 δ , 则根据悬臂梁的挠度计算公式

$$K = \frac{P}{\delta} = \frac{3EI}{l^3} \quad (2)$$

从而取充气管的名义弹性模量为

$$E_n = \frac{Kl^3}{3I} \quad (3)$$

将采用公式 (3) 求得的弹性模量, 代入到公式 (1) 中, 求充气管的第 1 阶和第 2 阶固有频率, 通过与实验值的对比, 第 1 阶固有频率相差 5.7%, 第 2 阶固有频率相差 31%. 由此可见, 采用弹性梁理论可有有效的预测充气管的基频, 但对于高阶频率的预测却出现了很大的误差.

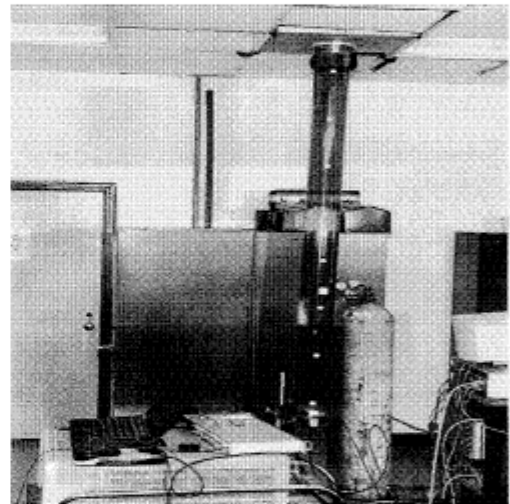


图 3 悬臂充气管动态测试

2002 年 Thomas 对采用可固化材料的充气管的动态特性进行了全面的实验研究^[27]. 实验采用了加速度传感器和激光振动计两种方式的对比实验, 激励方式分别为电磁振动器及压电传感器. 实验是在空气环境及真空环境下分别进行的, 考虑了不同的充气压力及温度对充气管动态特性的影响关系. 同时采用 Hamilton 原理建立了悬臂充气管的运动方程

$$\int (\delta U + \delta V + \delta W - \delta T) dt = 0 \quad (4)$$

其中: 应变能的表达式为

$$U = \frac{1}{2} \int_0^l \int_0^{2\pi} \sum_{i=1}^k H^i \left[E_{xx} \left(\varepsilon_x^2 - \varepsilon_x v_x^{(i)} \right) \right] R d\theta dx \quad (5)$$

动能的表达式为

$$T = \frac{1}{2} \int_0^l \int_0^{2\pi} \sum_{i=1}^k H^i \rho^{(i)} \omega_0^{tt} 2\pi R d\theta dx + J(\omega_0(L)^{tx})^2 + M_1(\omega_0(L)^t)^2 \quad (6)$$

轴向载荷势能表达式为

$$V = \frac{1}{2} \int_0^l (\omega_0')^2 dx \quad (7)$$

外力功的表达式为

$$W = F(t)\psi(t) \quad (8)$$

上式中 l 为充气管的长度、 R 为充气管的半径、 ε_x 为应变、 M_1 为充气管端部集中质量、 J 为端部的惯量、 ψ 为轴向位移、 H^i 充气管分段 i 的长度、 ρ^i 充气管分段 i 的密度、 ω_0 充气管横向变形函数、 F 外界激励力。将公式 (5)~(8) 代入公式 (4) 可得到充气管的运动方程, 通过方程的求解, 可以得到充气管的固有频率及主振型。

2005 年 Leyland 进行两端固支的充气管的动态实验^[23]。使用电磁振动计用于激励的输入, 频率的范围在 1~1000 Hz。使用了 100 个靶点, 其重量是可以忽略的。实验结果表明, 在低频的范围内, 频响函数曲线有峰值出现, 但在高频的范围内却没有峰值出现, 这是由于薄膜柔软的性质很难激起其全局的模式形式。实验误差主要来自两个方面, 空气附加质量的影响及材料弹性模量的不准确。

2000 年 Griffith 和 Main 进行了充气圆环的模式分析^[28]。采用模式力锤激励结构。实验结果得到了圆环平面内和平面外的前 3 阶模式形式, 并发现系统固有频率和阻尼是随着内部充气压力的增加而增大, 在较低的充气压力情况下, 充气圆环具有非线性的特点。同时实验也发现使用激励锤所得到的频响曲线存在着很大的不合理性。同年, Agnes 和 Rogers 尝试采用压电传感器进行充气圆环的单输入单输出的动态测试^[29], 他们没有得到结构的模式形式, 但是证明了压电传感器用于充气薄膜结构动态分析的可行性。2001 年 Lewis 同样采用压电传感器进行了充气圆环的动态分析^[30], 并对充气压力、结构参数及传感器对固有频率的影响关系进行了分析。

Park 等人对充气支撑环的动态性能进行了详细的研究^[31~34]。实验装置如图 4 所示。他们的研究工作主要集中在以下 2 个方面: (1) 验证压电传感器在充气展开结构动态测试方面的应用, 并与采用电磁振动计和加速度传感器的动态分析进行了对比。(2) 利用压电传感器进行动态激励的施加和响应的测量, 并

进行了单输入单输出与多输入多输出的实验对比。他们得出了以下的主要结论: (1) 压电传感器由于具有较小的结构质量、柔性的材料特点能够适合于结构表面曲率要求, 与一般的传感器相比, 更适合于充气薄膜结构的动态分析。(2) 单输入单输出的测试方式对于具有对称模式形式的结构来说具有一定的局限性, 且不适合于大型的充气展开结构, 与之相比多输入多输出的测试方式弥补了单输入单输出测试方式的不足, 具有更大的优势, 更适于充气结构的动态测试要求。(3) 在一定的充气压力下, 充气圆环在低频范围内的振动不具有非线性的特征, 线性辨识适合测试要求。

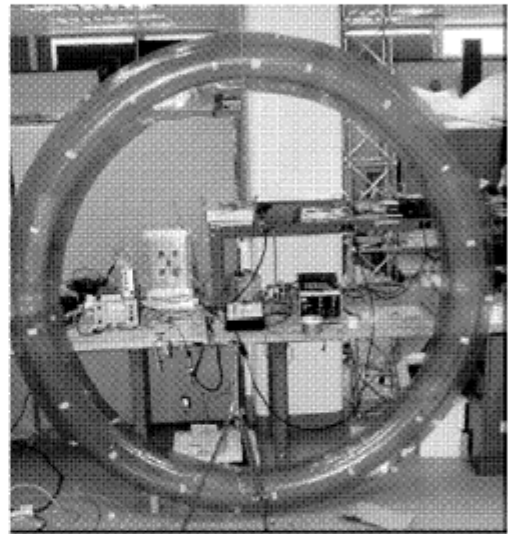


图 4 充气圆环的动态测试

支撑环结构由于制作工艺的限制, 多采用正多边形的方式。2006 年 Lew 对采用可固化材料制作的正十二边形的支撑环进行了动态分析^[35], 如图 5 所

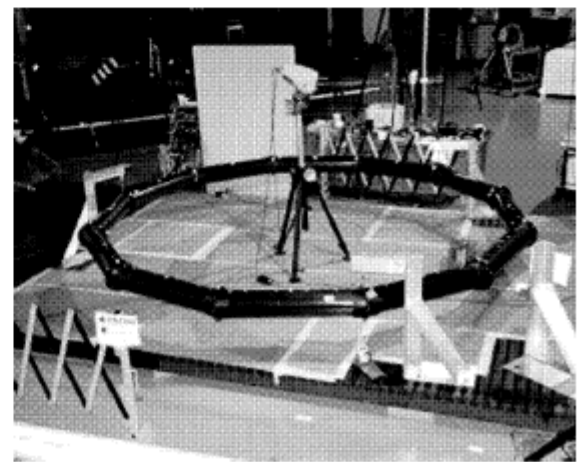


图 5 可刚化支撑环的动态测试

示. 主要研究了温度及激励力的幅值对于固有频率的影响. 实验结果表明, 固有频率随着温度的增加而减少, 对于激励力幅值的影响具有同样的结论. 对比分析表明, 温度对固有频率的影响更为敏感. 主要原因是采用的可固化材料固化后的刚度与温度有关, 当温度升高时, 其刚度有所降低. 对于激励幅值的影响则说明结构具有一定的非线性的特点.

2.3 充气展开结构的动态分析

文献 [36~39] 对现在研究的几种主要的充气展开结构形式进行了地面的动态测试研究. 研究的目的是预报结构的动态特性, 并与有限元分析结果进行对比, 以检验有限元分析模型的正确性. 因为大型的充气展开结构的地面测试较为困难, 其测试费用很高, 并且很难完全消除重力及空气阻力的影响. 所以采用数值模拟的方式具有很大的优势. 动态测试多采取激光振动计及摄影测量法等非接触式的测试手段, 以减少对测试结构动态特性的影响. 测试的结果也表明正确的辨识出所关心的结构模态是十分困难的.

2.4 充气展开结构动态分析的主要特点

通过上面的论述可以看出充气展开结构的动态分析呈现出下列特点: (1) 目前动态测试只能在地面上进行, 还无法进行在轨测试; (2) 对于超大型结构的动态测试只能采用缩比模型的方式进行, 实验结果与结构的动态特性的相关性有待进一步研究; (3) 超薄的薄膜材料重量轻, 弯曲刚度很小, 致使其频率较低, 且模态较为密集^[40,41], 这给充气薄膜结构动态特性的测试带来了一定的困难.

薄膜振动的微分方程为

$$M \frac{d^2 u}{dt^2} + (K_L + K_\sigma + K_{NL})u = 0 \quad (9)$$

其中 M 为质量矩阵, u 为位移函数.

$$K_L = \iint B_L^T D B_L dS \quad (10)$$

为线性刚度阵.

$$K_\sigma = \iint B_{NL}^T \sigma dS \quad (11)$$

为初应力刚度阵, 也称为微分刚度矩阵,

$$K_{NL} = \iint B_L^T D B_{NL} dS \quad (12)$$

为大位移刚度阵.

其中 D 为弹性矩阵, B_L 为线性应变矩阵, B_{NL} 为非线性应变矩阵, σ 为单元应力.

由于薄膜的厚度较薄, 且密度较小, 所以其质量矩阵的分量受传感器及空气附加质量的影响很大; 另一方面, 薄膜的刚度矩阵主要由公式 (11) 决定, 是薄膜应力分布的函数, 当薄膜中的应力分布不均匀时, 导致其局部模态的增强, 全局模态的辨识有一定的难度.

实验测试手段的发展方向是尽量减少对结构的刚度及附加质量的影响. 电磁振动计不能直接在薄膜上施加激励, 这样只能激起局部的模态形式. 采用声音这种非接触式的激励方式时, 不易激起结构的全部模态. 加速度传感器会产生很大的附加质量, 带来很大的实验误差. 使用压电传感器进行动态测量能够适合结构自由边界条件的要求, 同时也能够适合结构表面曲率的变化, 所以其在动态测试及主动控制方面有着广泛的应用前景. 摄影测量法和采用激光振动计及录相等非接触式的测试方法, 需要在结构表面粘贴反射靶点, 靶点的引入也产生了一定的附加质量, 对实验将产生一定的影响. 此外, 单点的激光扫描需要的实验时间较长; 摄影测量法影响测试精度的因素较多, 相机的数量、靶点的数目、靶点的清晰度及与背景的对比度, 相机之间的角度都对测试结果有影响; 而录相测量法的缺陷在于, 只能测量超过其频闪频率一半的频率, 一般的充气展开结构的基频都在 5.0 Hz 以下, 所以这一缺点也限制了它的实际应用^[42].

3 数值模拟

考虑到薄膜结构动态实验分析的特殊性和复杂性, 对其进行数值模拟分析是经常采用的方法.

3.1 纯薄膜的动态特性的数值模拟

3.1.1 弦线对薄膜振动特性的影响

平面薄膜在太阳帆及平面天线中有着广泛的应用, 通常薄膜是通过弦线联接在支撑的框架上的, 文献 [43, 44] 研究了不同的弦线形式对薄膜的褶皱的影响, 通过不同的弦线设计可以实现薄膜中均匀的拉应力状态, 从而避免了褶皱的出现. 同时也考查了当支撑的框架发生微小的变化时, 通过弦线的调节实现薄膜抵抗变形的能力. 文献 [45] 研究了双层的弦线设计对于施加于支撑结构上的扰动的隔振作用. 采用如图 6 所示的计算模型. 中间的弦线起到了动力消振器的作用. 通过有限元的冲击响应分析, 发现这种设计能够有效的减轻支撑框架的扰动对内部薄膜的影响. 但这种设计也相应的增加了中间弦线的重量. 实际的应用中, 可以在减振效果和结构重量的指标之间选取合理的中间弦线的设计.

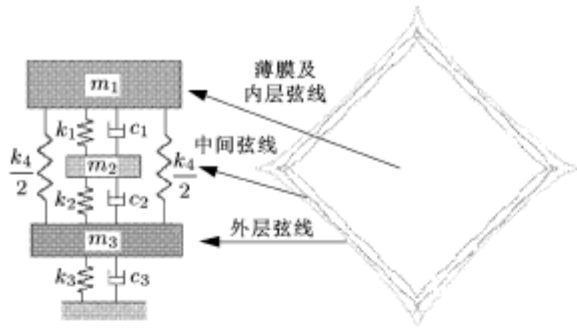


图 6 弦线设计的减振器模型

3.1.2 重力对薄膜振动特性的影响

薄膜结构的地面测试所面临的一个重要的挑战就是重力的存在，重力的存在不仅影响到薄膜的外形和力学性能^[46,47]，同时给薄膜在微重力环境下的振动特性的预报带来很大的困难。通过数值模拟结合实验可以对重力的影响进行分析和预报。Hossain 针对 Sewall 在 1983 年进行的三角形薄膜的动态分析实验中的实验模型^[18]，进行了考虑重力影响情况下的自振特性的数值模拟分析^[48]。在这个分析中，重力是以预应力的形式加入到薄膜的动态分析的过程中。在弦线的张力为 0.4 N 时，重力的影响使薄膜产生了最大为 1.1 mm 的面外变形，同时在考虑重力作用时，薄膜的基频增加了 66.8%。

3.1.3 薄膜褶皱对振动特性的影响

褶皱的存在不仅影响到薄膜的结构形式和力学性能，对于高精度的薄膜结构来说，褶皱的存在是不允许的，同时，褶皱还会影响到薄膜的自振特性，使薄膜的振动表现出高度的非线性的特点。国外对于薄膜褶皱预报的理论和实验方法进行了大量的研究^[49~52]，但对于褶皱对薄膜动态特性的影响只是进行了初步的实验和数值模拟研究。

文献 [22] 对具有褶皱的薄膜的自振特性进行数值模拟分析。具体的模拟过程如下：

首先施加 0.5 N 的薄膜面内张力用于消除分析过程中刚度矩阵的奇异。然后在对角处施加拉力进行屈曲分析。第 2 步：进行几何非线性后屈曲分析。将第 1 步屈曲分析的结果作为初始缺陷施加到有限元模型上，然后施加对角张力进行非线性的分析，以获得褶皱的形式及其应力分布。第 3 步：将第 2 步静力分析的结果更新到几何模型中，然后进行模态分析。分析结果表明，在小褶皱存在时（对角张力比为 2 时），褶皱对薄膜的振动特性影响不大，但对于大的褶皱存在时（对角张力比为 4 时）褶皱对薄膜的振动特性有很大的影响，固有频率和模态形式与不考虑褶

皱的薄膜振动发生了很大的变化，这种情况下必须考虑褶皱的存在。

文献 [48] 研究了具有褶皱的三角形薄膜的振动特性，并与实验结果进行了对比分析。褶皱的模拟方法与上述方法不同，采用了修正材料罚参数的方法 (penalty parameter modified material, PPM). 罚参数 (罚刚度) 是在平面内的小主应力的方向上分配近似于零的一个小的刚度值，非零刚度的法向指向褶皱的方向以消除刚度矩阵的奇异使计算获得收敛。在有褶皱的情况下，运算法则就确定了矩阵的主要变化方向，为了执行起褶的标准，刚度矩阵是通过罚参数进行了修正的。通过 PPM 方法进行褶皱的预报并进行了动态分析，从分析结果可以看出，由于褶皱的存在改变了薄膜的应力分布，所以也改变了薄膜的固有频率和振动的模态。

3.1.4 空气阻尼对振动特性的影响

薄膜结构地面动态测试的另一个难题就是空气阻尼的存在，由于空气阻尼的存在减小了结构振动的频率和振动的幅度，这给结构在真空环境下的动态行为的正确预报带来了一定的困难。虽然小的构件可以在真空室内进行动态分析，但这种分析的难度较大且费用较高，大的构件更是无法进行真空室内的动态测试，所以对空气阻尼的数值模拟研究显得十分可行和方便。

对于空气的附加质量影响的简单方法是增加薄膜的密度^[53]，在数值模拟分析中，这样处理以后，某些阶数的固有频率接近了实验结果，但是第 1 阶固有频率却没有接近实验结果，这是因为空气质量的影响不是严格的比例于质量的增加的。因此，较好的分析方法是考虑空气与薄膜的流固耦合作用，来预报薄膜在空气中的振动情况。流固耦合问题可以通过有限元法或边界元法来解决，在解决大流体域中的流固耦合问题时，有限元法需要较多的网格划分，而边界元法可以用 2-D 单元来模拟结构的表面，所以这一方法更为简捷^[54~56]。但是边界元法的缺点是需要大量的计算时间^[57]，而有限元法的计算时间较短，但是有限元法在确定流体的影响区域的划分时是较为困难的^[58~59]。文献 [60] 基于张力作用下的薄膜振动的微分方程

$$T \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \right) = m_s \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} \quad (13)$$

得出具有空气附加质量的振动微分方程为

$$T \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \right) = (m_s + m_a) \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} \quad (14)$$

其中 T 为薄膜面内张力、 u 为位移函数、 m_s 为薄

膜质量, 空气附加质量 m_a 的表达式为

$$m_a = \frac{\rho}{\sqrt{k_s^2 - \omega_{\text{air}}^2 \rho / B}} \quad (15)$$

其中: ρ 为空气的密度, B 是空气的体积模数. 得到薄膜在空气中的固有频率为

$$\omega_{\text{air}} = k_s \sqrt{\frac{T}{m_s + m_a}} \quad (16)$$

从公式 (16) 可以看出, 由于空气附加质量的存在, 薄膜在空气中振动的固有频率减小了.

在进行有限元分析时, 所考虑的计算模型如图 7 所示. 在这个空气盒子的模型中, 盒子的高度 H 满足下式要求

$$H \geq \frac{\lambda_s}{2} \quad (17)$$

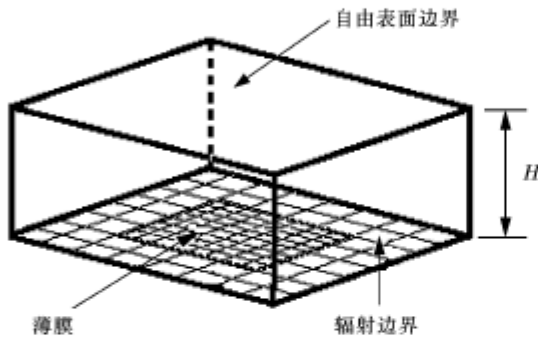


图 7 考虑空气影响的薄膜振动分析的有限元模型

式中 λ_s 是所关注的薄膜模态形式的波长. 然后对薄膜和空气分别划分单元进行分析, 得出固有频率.

3.2 充气展开结构动态特性的数值模拟

文献 [61~64] 对于充气展开结构常用的一些部件如支撑管、支撑环及复杂的充气展开结构 (太阳防护盾、太阳帆、太阳能集中器等) 的动态特性进行了有限元分析. 充气薄膜结构的动态模拟分析主要包括两个步骤: 首先进行充气压力预应力效应的静态分析, 然后进行模态分析. 所采用的单元类型常用的有壳单元和薄膜单元. 通常要考虑几何非线性的影响. 对于现在最常用的 Kapton 薄膜, 由于考查的薄膜应力较低, 材料处于线弹性的工作阶段, 材料的本构关系仍可按线性的本构关系来处理, 所以通常不考虑材料的非线性行为, 按照线性材料来处理. 由于薄膜的弯曲刚度很小, 所以在静态分析时收敛很困难, 这一问题可通过施加初始面内张力的方式解决, 同时采取较密的网格划分和较小的载荷步有助于问题的收敛. 如果考虑结构的一些初始缺陷, 如褶皱等对振动的影响, 那么在静态分析时, 还要通过后屈曲分析来触发褶皱的形成. 在进行模态分析的过程中, 要考虑静

力分析过程中预应力的影响. 对于阻尼的考虑, 由于考查的结构实际的工作环境为真空环境, 不存在黏性阻尼, 其阻尼主要来自材料本身的固体阻尼, 通常可以忽略. 为了与在地面环境下进行的实验进行对比分析, 在考虑阻尼时, 可考虑黏性阻尼或辐射阻尼. 同时模态分析只能考查结构的线性行为, 结构的非线性振动行为只能通过实验的方法加以考查. 结构在微重力情况下的模拟分析, 可以忽略重力的影响. 在考虑重力对结构固有频率的影响时, 可以以预应力形式在静力分析过程中加入重力的影响. 通过模拟分析的结果与实验对比, 表明了模拟分析的基频往往与实验吻合较好, 对于高阶的频率则误差较大, 对于复杂的结构模拟和实验的结果符合的不是很好. 由于模拟分析简便易行, 费用较小, 且对于低频模拟有一定的可信度, 所以数值模拟分析是一种用于充气薄膜结构动态分析经常采用的研究方法.

4 展望

空间充气展开结构从 20 世纪 90 年代以来成为一种备受关注的空间结构形式. 在未来的空间及深空探测领域有着广泛的应用前景. 由于充气展开结构在结构、材料、工作环境等方面的特殊性, 导致其动态特性尤其重要, 并且对其动态行为的分析测试研究有着很大的困难, 作为一项关键技术也限制了这种结构形式的实际应用. 由于数值分析方法及其通用软件的不成熟, 所以采用数值分析方法进行充气展开结构的动态分析是当前主要的研究方法. 而实验的方法多是为了与有限元方法进行对比分析及模型的校核. 当前对于充气展开结构的动态特性的研究主要集中在实验及数值模拟研究上. 作者认为下面的一些研究课题将可能成为今后研究的重点和新的探索方向:

(1) 理论研究

由于充气展开结构多是由柔性的薄膜、弦线及刚性相对较大的支撑结构组成, 是一种多体结构系统. 实际的结构是具有高度的非线性的特点. 而在现有的分析测试及模拟分析中多采用线性辨识方法及线性的假设, 不能完全反映结构的动态特性. 同时, 在分析的过程中, 充气压力多以预应力的形式来考虑其对动态特性的影响, 而忽略了充入的气体与结构的相互作用. 所以对于充气展开结构的动态特性的研究, 有必要从非线性振动的理论出发, 结合薄膜的本构关系及多体动力学、流固耦合等理论进行充气展开结构的动态特性的理论研究. 基于目前动态分析主要采用实验及数值模拟方法为主这一研究现状, 因此, 充气展

开结构动态特性的理论研究应该是进一步研究的重点问题。

(2) 振动控制

正如前文所提到的一样, 充气展开结构动态分析的目的和作用在于为进行振动控制奠定基础。所以进一步的研究工作是在动态分析的基础上进行结构振动控制的研究。现在所采用的控制方法主要从结构上着手, 如采取合理的边界条件设计及在边界上采取一些主动的控制措施。进一步的研究中可以使用压电材料进行结构的在轨主动控制, 通过传感器测到的外界激励情况相应的施加一个主动的激励来抵消外力的作用。从材料本身来考虑可以使用负泊松比的材料, 从而消除褶皱等大变形因素对结构振动的影响。并且可以综合考虑以上的主动和被动的控制方法进行综合的结构振动控制研究。

(3) 实验研究

实验研究是充气展开结构动态分析中不可缺少的一个环节, 通过实验可以校验结构模型的合理性, 及对结构的动态行为进行预报, 并可与有限元分析结果进行对比分析, 从而校验有限元分析模型的正确性。实验研究进一步的发展应集中在两个方面展开: (i) 空间环境的有效的模拟; (ii) 进一步提高实验精度。并进一步开发无人干预的自主动态测试系统。

对于真空环境的模拟, 一般在真空室内进行动态实验, 由于受到真空室的容积限制, 实验多采用缩比模型的方式进行; 对于微重力环境, 可以采用飞机失重飞行法, 但其提供的微重力环境的时间较短, 且费用较高。所以进一步的研究应当是结构的在轨动态实验, 以获得结构在空间中真实的动态数据, 采用压电传感器进行在轨测试具有很大的优势和可行性。

对于实验精度的提高方面, 虽然现在采用的非接触式的测试手段已经尽量减少了传感器对于测试结构的影响。但所有的非接触式的测试手段都必须在薄膜表面粘贴一定数量的靶点来反映结构的振动形态。对于超薄薄膜结构来说, 这些靶点粘贴以后, 所带来的附加质量和附加刚度是不容忽视的。进一步的研究可以采取非粘贴靶点的方法, 在薄膜材料的制作过程中, 通过特殊涂层的处理来形成隐形的靶点, 采取在光线的照射下显现的方式, 来尽量减少靶点影响。

为了适应真空环境、高低温环境及在轨情况下的充气展开结构的动态测试要求, 开发无人干预的自主动态测试系统是完全必要的, 包括激励系统、信号采集系统及数据分析处理系统等。

(4) 数值模拟研究

数值模拟方法可以有有效的模拟空间环境, 而且能够减少实验所需的时间和费用, 因此是一种重要的动态分析方法。大量的有效的使用数值方法, 可以减少对实验的依赖性, 缩短结构设计和开发的时间。

现在通用的有限元程序的不足之处在于只能用于低精度的充气展开结构的分析。这些程序的应用受到几个方面的限制。当结构的单元数划分较多时, 在考虑非线性分析的情况下, 计算时间较长, 计算效率较低。其次, 薄膜结构的刚度是受到受力前的微分刚度的影响的, 通用的有限元软件 NASTRAN 和 ANSYS 还不能自动地包括这些微分刚度, 所以分析的精度过分地依赖于使用者的经验和判断能力。第 3, 充气薄膜结构的动态分析极其复杂, 受到的影响因素很多, 例如: 结构弹性, 时间变化, 微分刚度, 大变形, 材料非线性, 结构和空气压力的相互作用等因素, 综合考虑这些因素实际上已经超过了通用的有限元软件的计算能力。在实际的分析过程中做了大量的简化和假设, 这样就降低了分析的可靠性。

数值方法的软件方面, 首先应当加强程序的前处理功能, 适应建立高精度的结构几何模型的需要。开发出针对薄膜的不同分析需要的特殊单元, 如考虑空气与结构相互作用的单元, 考虑褶皱时的褶皱单元等。采取消除数值奇异的方法来提高收敛性和改善计算精度。

在现有的研究中, 数值方法与实验结果往往不是符合的很好, 除了改进实验方法和提高模拟分析的精度之外, 怎样对模拟分析的结果进行修正也是未来要解决的问题。这种修正除了需要考虑数值方法本身的误差因素之外, 还要结合与实际的结构、材料及环境因素相关的参数进行, 以使数值模拟的结果在没有实验对比的前提下, 具有一定的可信度, 在一定程度上能够正确的预报结构真实的动态行为。

参 考 文 献

- 1 Freeland R E, Bilyeu G D, Veal G R. Large inflatable deployable antenna flight experiment results. *ACTA Astronautica*, 1997, 41(4-10): 267~277
- 2 Freeland R E, Bilyeu G D, Veal G R. Development of flight hardware for a large, inflatable-deployable antenna experiment. *ACTA Astronautica*, 1996, 38 (4-8): 251~260
- 3 Freeland R E, Bilyeu G D, Veal G R. Validation of unique concept for a low-cost, lightweight space-deployable antenna structure. *ACTA Astronautica*, 1995, 35 (9-11): 565~572
- 4 Arthur L P, Yuli huang. Design tool for inflatable space structures. *AIAA-97-1378*, 1997. 2922~2930
- 5 Freeland R E, Bilyeu G D, Veal G R. Inflatable deployable

- space structures technology summary. IAF-98-L5.01, 1998. 1~16
- 6 Pappa R S, Jones T W, Black J T, et al. Photogrammetry methodology development for gossamer space structures. *Sound and Vibration*, 2002, 36(8): 12~21
 - 7 Freeland R E, Bilyeu G D, Veal G R. Validation of a unique concept for a low cost, lightweight space-deployable antenna structure. IAF-93-1.1.204, 1993. 1~10
 - 8 Murphy D, Murphey T, Gierow P. Scalable solar-sail subsystem design concept. *AIAA Journal of Spacecraft and Rockets*, 2003, 40(4): 539~547
 - 9 Grossman G, Williams G. Inflatable concentrators for solar propulsion and dynamic space power. *Journal of Solar Energy Engineering*, 1990: 229~236
 - 10 Akahoshi Y, Nakamura R, Tanaka M. Development of bumper shield using low density materials. *International Journal of Impact Engineering*, 2001, 26 (1-10): 13~19
 - 11 Errico M, Ponte S, Grassi M. Preliminary design of a space system operating a ground-penetrating radar. *ACTA Astronautica*, 2005, 57(11): 851~863
 - 12 John K H, Lin. Concept study of a 35-m spherical reflector system for NEXRAD in space application. In: 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2006-05-01~04. Newport, Rhode Island, AIAA-2006-1604, 2006
 - 13 Richard S P, John O L, Brian P R. Structural dynamics experimental activities in ultra-lightweight and inflatable space structures. In: 42nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structural, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2001-04-16~19. AIAA-2001-1263, 2001
 - 14 Faraday M. Acoustic streaming over vibrating plates. *Philosophical Transactions of the Royal Society*, 1831. 299~318
In: Lindsay R B, Acousticseds. *Historical and Philosophical Development*. New York: Wiley, 1973. 211
 - 15 Lord Rayleigh. *Theory of Sound* (two volumes). New York: Dover Publications, 1945
 - 16 Bourget M. Memoire sur le mouvement vibratoire des membranes circulaires. *Annales De l'ecole normale v. III* 1866.
In: Lord Rayleigh, ed. *Theory of Sound*, Vol. 1. New York: Dover Publications, 1877; re-issued 1945. 329
 - 17 Chobotov V A, Binder R C. Nonlinear response of a circular membrane to sinusoidal acoustic excitation. *Journal of Acoustical Society of America*, 1964, 36: 59~73
 - 18 Sewall J, Miserentino R, Pappa R S. Vibration studies of a lightweight three-sided membrane suitable for space application. NASA Technical Paper 2095, January 1983
 - 19 Jenkins C H, Tampi M. Local membrane vibrations and inflatable space structures. In: Johnson S W, Chua K M, Galloway R G, Richler P I, eds. *Space 2000*. Albuquerque, NM, 2000
 - 20 Richard S P, Thomas W J, Jonathan T B. Photogrammetry methodology development for gossamer spacecraft structures. AIAA-2002-1375, 2002
 - 21 James L, Gaspar, Richard S P. Membrane vibration tests using surface-bonded piezoelectric patch actuation. NASA/TM-2003-2121, 2003
 - 22 Kukathasan S, Pellegrino S. Nonlinear vibration of wrinkled membranes. In: 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2003-04-07~10. AIAA-2003-1747, 2003
 - 23 Leyland G, Young, Suresh R, Jiazhu H P, Frank P. Numerical and experimental dynamic characteristics of thin-film membranes. *International Journal of Solids and Structures*, 2005, 42: 3001~3025
 - 24 Kondyurin A. Photopolymerisation of composite material in simulated free space environment at low Earth orbital flight. *European Polymer Journal*, 2006, 42: 2703~2714
 - 25 Main J A, Carlin R A, Garcia E, Peterson S W, Strauss A M. Dynamic analysis of space-based inflated beam structures. *Journal of the Acoustical Society of America*, 1995, 97(2): 1035~1045
 - 26 Kara N. Dynamic characterization of thin-film inflatable structures: [dissertation]. Durham: Duke University, 2000. 41~57
 - 27 Thomas. Experimental vibration analysis of inflatable beams for an afitospace shuttle experiment: [dissertation]. Ohio: Air University, 2002. 35~37
 - 28 Griffith D T, Main J A. Experimental modal analysis and damping estimation for an inflated thin-film torus. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2002, 25(4): 609~617
 - 29 Agnes G S, Rogers J W. Piezoelectric excitation of inflatable space structures for modal testing. In: *Proceedings of the Seventh SPIE International Symposium on Smart Structures and Materials*, Newport Beach, CA, 2000-03-05~09, 2000
 - 30 Lewis J A, Inman D J. Finite element Modeling and active control of an inflated torus using piezoelectric devices. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2001, 12(12): 819~833
 - 31 Park G, Kim M, Inman D J. Integration of smart materials into dynamics and control of inflatable space structures. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2001, 12(6): 423~433
 - 32 Park G, Ruggiero E, Inman D J. Dynamic testing of an inflatable structure using smart materials. *Smart Materials and Structures*, 2002, 11(1): 147~166
 - 33 Park G, Sausse M, Inman D J, Main J. Vibration testing and finite element analysis of an inflatable structure, *AIAA Journal*, 2003, 41(8): 1556~1563
 - 34 Eric J R, Park G, Daniel J I. Multi-input multi-output vibration testing of an inflatable torus. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2004, 18: 1187~1201
 - 35 Lew J S. Uncertainty quantification of an inflatable/rigidizable torus. *Journal of Sound and Vibration*, 2006, 294: 615~623
 - 36 Lienard S, Johnston J, Ross B, Smith J. Dynamic testing of a subscale sunshield for the next generation space telescope (NGST). In: 2nd Gossamer Spacecraft, Forum, Seattle, WA,

- 2001-04. AIAA-2001-1268, 2001
- 37 Adetona. Vibration studies of an inflatable/rigidizable hexapod structure with a tensioned membrane. In: 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2003-04-07~10. AIAA-2003-1737, 2003
- 38 Joseph R B. Modal identification of membrane structures with videogrammetry and laser vibrometry. In: 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2003-04-07~10. *Norfolk, Virginia*, AIAA-2003-1745, 2003
- 39 Eric Flint. Experimentally characterizing the dynamics of 0.5m diameter doubly curved shells made from thin films. In: 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2003-04-07~10. *Norfolk, Virginia*, AIAA-2003-1831, 2003
- 40 Wada B K, Lou, Pre M. Flight validation of gossamer structures. In: Proceedings of the 3rd Gossamer Spacecraft, Forum, Denver, CO, 2002-04. AIAA-2002-1373, 2002
- 41 Pappa R S, Lassiter J O, Ross B P. Structural dynamics experimental activities in ultra-lightweight and inflatable space structures. NASA/TM-2001-210857, May 2001
- 42 Burner A W, Liu T. Videogrammetric model deformation measurement technique. *Journal of Aircraft*, 2001, 38(4): 745~754
- 43 Hiraku Sakamoto. Evaluation of cable suspended membrane structures for wrinkle-free design. In: 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2003-04-07~10. AIAA-2003-1905, 2003
- 44 Hiraku Sakamoto. Design parameter effects for wrinkle reduction in membrane space structures. In: 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference, 2005-04-18~21. AIAA-2005-1974, 2005
- 45 Hiraku Sakamoto. Advanced cable boundary layer design in membrane structures for dynamic wrinkle reduction. In: 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference, 2005-04-18~21. AIAA-2005-1973, 2005
- 46 John D J. Analytical and experimental characterization of gravity induced deformations in subscale gossamer structures. In: 45th AIAA Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference/5th AIAA Gossamer Spacecraft Forum, Palm Springs, CA, 2004-04-19~22
- 47 Jonathan T. Experimental and numerical correlation of gravity sag in solar sail quality membranes. AIAA-2004-1579, 2004
- 48 Hossain N M A. Wrinkles and gravity effects on transverse vibration of membranes. In: 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference, 2005-04-18~21. AIAA-2005-1978, 2005
- 49 Adams G G. Elastic wrinkling of a tensioned circular plate using von karman plate theory. *J Appl Mech, ASME*, 1993, 60: 520~525
- 50 Stanuszek M. FE analysis of large deformations of membranes with wrinkling. *Finite Elements in Analysis and Design*, 2003, 39: 599~618
- 51 Diaby A, Le V A, Wielgosz C. Buckling and wrinkling of prestressed membranes. *Finite Elements in Analysis and Design*, 2006, 42: 992 ~1001
- 52 Lee E S, Youn S K. Finite element analysis of wrinkling membrane structures with large deformations. *Finite Elements in Analysis and Design*, 2006, 42: 780~791
- 53 Kukathasan S. Vibration of prestressed membrane structures: [dissertation]. Cambridge: University of Cambridge, 2000
- 54 Sygulski R. Dynamic analysis of open membrane structures interacting with air. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 1994, 37: 1807~1823
- 55 Zienkiewicz O C, Kelly D W, Bettess P. The coupling of the finite element method and boundary solution procedures. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 1977, 11: 355~375
- 56 Everstine G C, Henderson F M. Coupled finite element/boundary element approach for fluidstructure interaction. *Journal of Acoustical Society of America*, 1989, 87(5): 1938~1947
- 57 Pinsky P M, Abbound N N. Two mixed variational principles for exterior fluid-structure interaction problems. *Computers and Structures*, 1989, 33(3): 621~635
- 58 Zienkiewicz O C, Newton R E. Coupled vibrations of a structuresubmerged in a compressible fluid. *Finite Element Techniques*, 1969, 359~379
- 59 Everstine G C. Finite element formulations of structural acoustics problems. *Computers and Structures*, 1997, 65(3): 307~321
- 60 Kukathasan S, Pellegrino S. Vibration of prestressed membrane structures in air. In: 43rdAIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Denver, 2002-04-22~25. AIAA-2002-1368, 2002
- 61 John Johnstonl. Modeling and analysis of structural dynamics for a one-tenth scale model NGST sunshield. In: 42nd AIAA Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Seattle, 2001-04-16~19. AIAA-2001-1407, 2001
- 62 Kurt B S. Structural modeling of a five-meter thin film inflatable antenna/concentrator with rigidized support struts. AIAA-2001-1412, 2001
- 63 Matthew J C, Hamid R H. Dynamics of a 4x6-meter thin film elliptical inflated membrane for space applications. In: 43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Con, Denver, Colorado, 2002-04-22-25. AIAA-2002-1557, 2002
- 64 Kara N. Slade mode splitting in an inflates polyimide cylinder with circumferential asymmetry. AIAA-2001-1411, 2001

PROGRESS IN DYNAMIC ANALYSIS OF SPACE INFLATABLE STRUCTURE

TAN Huifeng LI Yunliang[†] MIAO Changqing

Center for Composite Materials and Structure, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China

Abstract The space inflatable structure mainly made of membrane materials is a new type of structure. It can be used as large antenna, solar concentrator, solar sail and other space structures and offers an effective approach for large space structures. Dynamic characteristics are essential problems in design process of inflatable structures, while dynamic analysis and test are always the key problems in the research of inflatable structures. Because of special features of inflatable structures in materials, structural style and working environments, there are many new problems in dynamic analysis and test. The dynamic analysis of space inflatable structures at present includes experimental research and numerical simulation. In the experimental research, contact testing mediums are being replaced by contactless methods to obtain the characteristics of the inflatable membrane structures, but it faces serious problems in conditions of vacuum and micro-gravity. The numerical methods can effectively simulate the dynamic behaviours of structures in conditions of vacuum and micro-gravity and analyse the coupling effects of gravity, air and wrinkles on the structural vibration characteristics. This paper reviews the development and the present state of experimental and numerical researches on vibration analysis of space inflatable structure and discusses the existing problems, and gives the trend of development.

Keywords space inflatable structure, membrane, vibration, modal analysis, finite element

[†] E-mail: liyl-hit@163.com