基于褶皱的平流层浮空器升空结构形变模拟

马云鹏 吕明云 武 哲 刘东旭

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 平流层浮空器囊体材料具有非线性、黏弹性、各向异性和不能抗压等特点, 起皱现象是在升空膨胀过程中必然会出现的形变状态,褶皱的扩展会影响整个囊体结构的受力状态,改变囊体变形和应力分布. 同时,褶皱的存在还会影响囊体结构的动力学行为和空间环境下的热力学分布. 通过主应力-主应变相结合准则对褶皱区域进行判别,采用修正褶皱单元的本构矩阵方程的方法对褶皱区域进行处理,地面充氦气试验证明了新方法的模拟结果更加接近测试值. 从而为平流层浮空器设计提供了一种有效的分析方法.

关 键 词: 浮空器; 升空模拟; 应力分析; 应变; 结构分析

中图分类号: V 274

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2009)11-1298-04

Simulation of near-space airship based on wrinkle during ascent

Ma Yunpeng Lü Mingyun Wu Zhe Liu Dongxu

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The material of the near-space airship film is nonlinear, anisotropic, viscoelastic and incompressible. Wrinkling will be present as the airship rises and inflates in the atmosphere. The expanding wrinkles can influence stress and strain of the film. Meanwhile, it can change dynamic action and thermodynamic distributing of film in the space environment. The principal stress-principal strain criterion for predicting the wrinkle states and the constitutive matrix equation with modified wrinkle unit were used to analyse wrinkle areas. The simulation result of the new method is more conform with the testing value through the test on the ground. An effective analysis method is provided for the design of the stratospheric balloon and near-space airship.

Key words: airship; simulation; stress analysis; strain; structural analysis

平流层浮空器是一种重要的空间科学研究运载工具,它利用浮力克服平台自重和载荷重力,有效载荷为数百千克甚至数吨,升空高度达到 20～50 km. 具有高度比卫星低,覆盖范围广,耗能小,可回收,相对成本低,发射和运行环境不像空间飞行器那样严酷等优点,无论对国防还是科学研究都有实用的意义,因此这种可搭载多种任务系统的新型多用途平台成为国内外近期研究的热点.

尽管国外进行了大量的相关试验,比如美国宇航局的 ULDB 项目和 20世纪 50年代明尼苏达大学的科学气球项目,但是破裂的现象还是时有发生. 文献[1-2]提到了一些浮空器囊体材料受力和变形的计算方法,但模拟出的囊体应力应变与真实情况有较大差别,其重要原因之一是局部复杂受力的区域大量褶皱现象的出现改变了囊体的结构形式、传力路径和热力学分布,导致浮空器在内外压差随温度和高度影响不断变化的过程中破裂. 所以受力分析中要能够正确地判别褶皱区域,并对褶皱单元的本构关系进行处理,较为准确地模拟浮空器在升空膨胀过程中的变形情况.

国外不少学者提出过研究褶皱问题的方法[3],例如文献[4]最早提出的褶皱机理研究;文献[5]提出了"可变泊松比"方法和修正变形梯度的研究方法等;国内针对建筑膜结构也有较多的研究,如文献[6]. 但由于平流层浮空器受到高空温度和压力梯度等综合因素影响,与建筑膜结构

收稿日期: 2009-05-15

作者简介: 马云鹏(1981-),男,山西长治人,博士生, yunpeng_123@163.com.

有较大差别,国内外专门针对此类飞行器的研究较少.由于褶皱分析的理论方法,如张力场理论、可变泊松比方法、分叉理论和屈曲理论等,实现起来大多较为繁琐,编程序分析时不易收敛.因此尝试采用主应力-主应变相结合的判别准则判断褶皱区域,然后将修改后的本构方程代入显示动力学有限元计算方法中分析应力应变情况.

1　受力分析

浮空器囊体受到浮力、重力、阻力和载荷力,浮力是由浮空器内外的压力差、温度差和充氦气量确定,由受力状态方程可以得出:

$$\frac{F}{G}=\frac{M_{\mathrm{he}}}{M_{\mathrm{t}}}\left[\frac{\left(1+\dfrac{\Delta T}{T_{\mathrm{air}}}\right)}{\left(1+\dfrac{\Delta P}{P_{\mathrm{air}}}\right)}\frac{R_{\mathrm{he}}}{R_{\mathrm{air}}}-1\right] \tag{1}$$

式中,F, G, M_{he}, M_{t}分别代表总浮力、总重力、氦气质量和总质量;ΔT和ΔP为氦气与大气的温度差和压力差;T_{air}, P_{air}, R_{air}和R_{he}分别表示空气的温度、压强、分子常数和氦气的分子常数.

上述参数随着高度和昼夜的变化而不同,囊体内部气体在白天太阳辐射作用下,温度上升较快.这是因为在一个封闭的空间内充满气体,相当于一个大的"温室",并且囊体材料和氦气都是透明的,光线很容易穿过,辐射传热较快.根据文献[7-8]可知,秋季中午囊体气体平均温度可达20 ℃,而夜晚温度为-50 ℃,不考虑囊体材料透氦率的影响,昼夜温差可以达到70 ℃.

囊体在升空过程中为零压,在驻留高度为超压或者零压.在图1所示的内外压强作用下,适当调整内部的压强,总可以得到在球的某个高度上,内部压强和外部压强相等,将该内部压强等于外部压强的平面称为零压面.利用零压面的概念,定义:超压:零压面位于球体最低点以下;零压:零压面位于球体最低点;负压:零压面位于球体最低点以上、最高点以下.

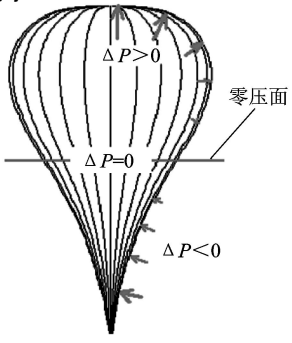


图1　升空过程中囊体内外压差分布

如图2所示,囊体的压力差由如下公式可得:

$$\Delta P=-\Delta\rho g(z-z_{\mathrm{h}})+\Delta P_0 \tag{2}$$

式中,ΔP是囊体内外压力差;$\Delta\rho$为密度差;g为重力加速度;z为所求点的高度;z_{h}为囊体的高度;ΔP_0可以由气体状态方程求得.

囊体的压力梯度决定了浮力的大小,而它本身取决于升空高度、温度差和充氦气量的大小.大多数有限元程序计算出的形变和应力分布与试验值有较大差别,试验时经常有还未达到设计压力但囊体已经破裂的事故发生.其原因是囊体材料是一种非线性、黏弹性、各向异性且只能抗拉不能抗压的柔性材料,受到压力时会出现褶皱单元,它不仅影响形状变化,还影响热力学分布,从而使部分区域传力路径改变,造成应力集中现象,因此有必要在分析中加入褶皱情况的判别和处理.

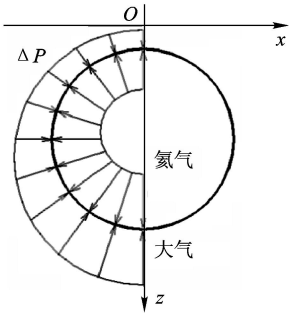


图2　囊体的内外压差分布

2　囊体受力状态判别准则

囊体受力状态可以分为纯拉状态、单向褶皱状态和双向褶皱状态3种,囊体的刚度由拉力形成,当出现褶皱时,其受力性能与纯拉状态不同,因此首先需要建立褶皱的判别准则.

假设张力对于囊体的一点主应力为σ_1和σ_2($\sigma_1\geq\sigma_2$),主应变为ε_1和ε_2($\varepsilon_1\geq\varepsilon_2$).若采用文献[6]中的主应力准则或主应变准则都不能正确地判别单元的受力状态.由于主应力准则在计算出主应力时并不能判断σ_2是否小于0,故由应变计算应力时,仍会使用正常的本构矩阵,而未采用褶皱状态的本构矩阵,因此计算得到的主应力并非真实主应力,这样导致对褶皱的误判;主应变准则只适用于各向同性囊体材料:因此在计算时采用了主应力-主应变相结合的判别准则.

主应力-主应变准则可表述如下:

1) 当$\sigma_2>0$时,囊体单元处于纯拉状态;

2) 当$\sigma_2<0$且$\varepsilon_1>0$时,囊体单元处于单向褶皱状态;

3) 当$\varepsilon_1\leq 0$时,囊体单元处于双向褶皱状态.

3 本构关系矩阵修正

该方法首先提出了几点假设:

1) 囊体材料抗弯刚度可以忽略不计;

2) 当出现压应力时,囊体单元立刻进入褶皱状态;

3) 在褶皱状态下,囊体材料处于单轴受拉状态,最大主应力大于 0,最小主应力等于 0.

该方法主要思想是:若根据主应力-主应变准则判别出某一单元处于纯拉状态,则不需要修改本构关系矩阵;如果囊体单元发生褶皱,则通过修正后的本构矩阵消除褶皱单元对结构的刚度贡献,实现对囊体结构中褶皱的考虑,进而模拟囊体单元的应力状态.

浮空器囊体材料的受力与其他薄膜材料不同,采用主应力-主应变准则判别囊体受力状态时的应变应是氦气的压差浮力与载荷双重作用下的应变之和,同时考虑了氦气的压差浮力和载荷作用下产生的应变,并修正了囊体褶皱单元的本构矩阵,对褶皱进行处理,这样与真实情况更为接近.

对于囊体单元进行第 i步迭代计算时在受力情况未知的情况下采用了由正常本构矩阵求出的主应力 σ_2,再结合由应变分量求出的主应变 ε_1,既避免了计算可能与实际不符的 σ_1,又省去了求不能确定的主应力方向上应变之间的关系.

在计算过程中如果未出现褶皱单元,则不需要特殊处理直接进行下一步计算,如果出现褶皱单元则修正其本构关系矩阵.

3.1 单向褶皱时的本构关系矩阵

当 $\sigma_2 < 0$且 $\varepsilon_1 > 0$时,囊体单元产生单向褶皱,在单向褶皱状态下的本构关系矩阵,其应力应变关系表示为

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \bar{D}^* \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_{12} \end{bmatrix} \tag{3}$$

式中,σ_1, σ_2, τ_{12}为主应力; ε_1, ε_2, ε_{12}为主应变; $\bar{D}^*$为本构关系矩阵,由不同方向的弹性系数 $\bar{D}_{ij}$ 组成.

当褶皱出现时,最小主应力 σ_2 等于 0,剪切应力 τ_{12}也为 0,因此得到褶皱区域的应力应变关系:

$$\sigma_1 = a\varepsilon_1 \tag{4}$$

其中

$$a = \frac{1}{\bar{D}_{23}\bar{D}_{32} - \bar{D}_{22}\bar{D}_{33}} \left\{ \bar{D}_{11}\left(\bar{D}_{23}\bar{D}_{32} - \bar{D}_{22}\bar{D}_{33} \right) + \bar{D}_{12}\left(\bar{D}_{21}\bar{D}_{33} - \bar{D}_{23}\bar{D}_{31} \right) + \bar{D}_{13}\left(\bar{D}_{31}\bar{D}_{22} - \bar{D}_{21}\bar{D}_{32} \right) \right\} \varepsilon_1$$

即囊体单元在其他方向上只产生位移和应变而不产生应力,为了方便程序编写和满足计算中的收敛要求,将本构关系矩阵修正为

$$\bar{D}^* = \begin{bmatrix} a & 0 & 0 \\ 0 & \phi a & 0 \\ 0 & 0 & \phi a \end{bmatrix} \tag{5}$$

式中,ϕ是避免刚度矩阵出现奇异而设定的一个任意微小量.

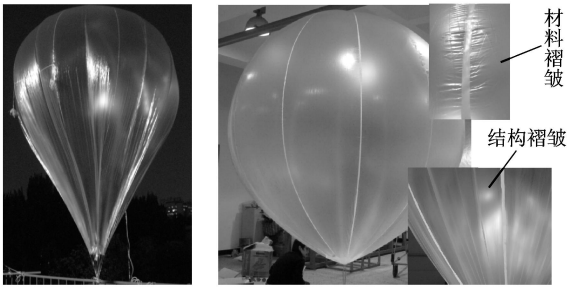
3.2 双向褶皱时的本构关系矩阵

当 $\varepsilon_1 \leq 0$时,囊体单元为双向褶皱,此时单元失效,分别令 $\sigma_1 = 0$和 $\sigma_2 = 0$,为了方便程序编制和满足计算中的收敛要求,主应力方向的本构矩阵可修正为

$$\bar{D}^* = \begin{matrix} \\ \\ \\ \end{matrix} \begin{matrix} \phi a & 0 & 0 \\ 0 & \phi a & 0 \\ 0 & 0 & \phi a \end{matrix} \tag{6}$$

4 算 例

为了证明该方法的正确性,对直径为 3.8 m 的囊体进行了充气展开试验,如图 3所示,样球采用国外聚醚型 TPU 材料加工而成,它具有高强度、耐磨性、弹性佳、耐候性等特点.



a 充氦气量 11 m^3 b 充氦气量 17 m^3

图 3 囊体充气展开试验

由充气试验过程可以发现,囊体会出现很多的褶皱,仔细观察可以发现褶皱分为两种,如图 3b所示:①囊体受到压应力导致囊体屈服而产生的结构褶皱;②囊体材料在生产过程中缺陷或热合不当而产生的材料褶皱.结构褶皱是临时的,会随着压应力的消失而消失,而材料褶皱是永久的,本文所说的褶皱计算处理是指结构褶皱.

由于缩比试验在室内进行,且充气时间较快,

温差和高度对压差的影响不大,所以在模拟时只是将充氦气量作为确定浮力和压差梯度的参数.重新定义了气球囊体材料褶皱的判别准则和本构关系,选择了支持大位移大转动单元算法的显式有限元计算方法,在模拟结果中提取出充氦气量 $6m^3$, $11m^3$和 $17m^3$ 3个状态时的变形,见图 4.

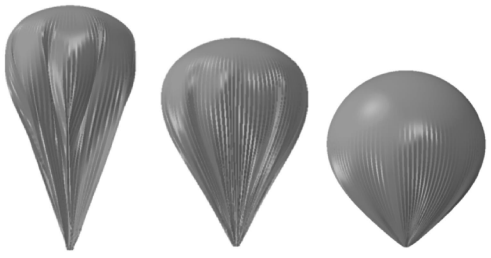
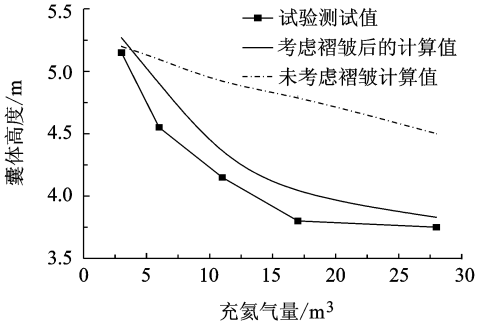
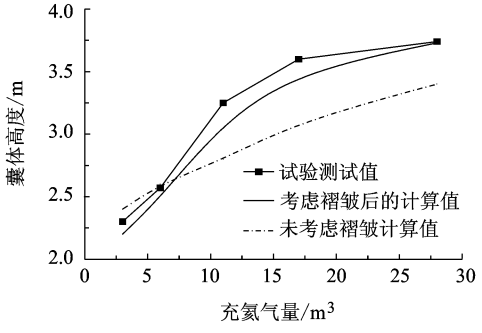


图 4　采用褶皱单元后的形状模拟结果

为了更好地与计算值进行对比,采用 Leica全站仪对不同充氦气量时的囊体高度和最大直径进行测试,精度为 1mm.得到的数据与计算数据进行了对比,如图 5所示.



a　囊体高度



b　囊体最大直径

图 5　不同计算方法与试验值对比

从图 5可以看出,未采用褶皱单元处理时,变形理论值与试验值有较大区别,因此不能够正确计算出囊体的形状和受力情况,给囊体的合理设计带来误判.

采用主应力与主应变相结合的判别准则和本构矩阵修正方法对褶皱单元处理后,囊体的变形情况与测试值接近了很多,褶皱分布的区域与观测到的区域基本一致,但仍有部分误差的出现.经分析可知,囊体高度与最大直径的误差主要由于囊体的真实伸长率与理论计算输入的伸长率不同.

5　结　论

褶皱是平流层浮空器在升空过程中必然会出现的形变状态,它主要受外部载荷和结构边界条件的影响,褶皱的扩展会使结构布局屈曲,进而影响整个囊体结构的受力状态,改变囊体结构载荷路径.本文将试验和数值模拟对比,证明了主应力和主应变联合准则判别方法可以较为真实地判断褶皱区域,通过修正本构矩阵的方法获得褶皱囊体单元的本构矩阵可以同有限元方法相结合,实现浮空器的褶皱分析,为下一步进行平流层浮空器的升空仿真提供了一种较为有效的计算方法.

参考文献 (References)

[1] 黄无量,徐春娴,吴枚,等.高空科学气球的应力分析与球形设计[J].空间科学学报, 1986, 6(1): 59 - 62
Huang Wuliang, Xu Chunxian, Wu Mei, et al. On the stress analysis and the shape design of the scientific balloon at high altitude [J]. Chinese Journal of Space Science, 1986, 6(1): 59 - 62 (in Chinese)

[2] 马云鹏,刘东旭,武哲.平流层高空气球升空过程中应力分析[J].飞机设计, 2009, 29(1): 17 - 21
Ma Yunpeng, Liu Dongxu, Wu Zhe. The stress analysis of near space balloon during ascent[J]. Aircraft Design, 2009, 29(1): 17 - 21 (in Chinese)

[3] Pagitz M, Pellegrino S. Buckling pressure of "pumpkin" balloons[J]. International Journal of Solids and Structures, 2007, 44(21): 6963 - 6986

[4] Kang S, Im S. Finite element analysis of wrinkling membranes [J]. Journal of Applied Mechanics, 1997, 64(2): 263 - 269

[5] Adler A L. Finite element approaches for static and dynamic analysis of partially wrinkled membrane structures[D]. Boulder: Department of Aerospace Eigineering, University of Colorado, 2000

[6] 杨庆山,姜忆南.张拉索膜结构分析与设计[M].北京:科学出版社, 2004: 116 - 119
Yang Qingshan, Jiang Yi'nan. Analysis and design of tensioned cable-membrane structures[M]. Beijing: Science Press, 2004: 116 - 119 (in Chinese)

[7] Khoury G A, Gillet J D. Airship technology[M]. Cambridge: Cambridge University Press, 1999: 28 - 33

[8] Mueller J B, Paluszek M A, Zhao Y Y. Development of an aerodynamic model and control law design for a high altitude airship [R]. AIAA-2004-6479, 2004

[9] Kanikdale T S, Marathe A G, Pant R S. Multi-disciplinary optimization of airship envelope shape[R]. AIAA-2004-4411, 2004

(编　辑:李　晶)