

DOI:10.16356/j.1005-2615.2020.06.014

充气式气动减速器的折叠方法及充气过程数值仿真

赵晓舜¹, 余莉^{1,2}, 杨雪¹

(1.南京航空航天大学飞行器环境控制与生命保障工业和信息化部重点实验室,南京,210016;

2.南京航空航天大学航空学院,南京,210016)

摘要:针对充气式气动减速器难以建立折痕有序、径向压缩的折叠模型,本文提出了分割映射折叠方法。首先基于分割映射技术得到分割展平面;其次通过矩阵变换将分割展平面转换为连续的几何折叠模型;最后,采用初始应力修正了建模过程中的模型误差,降低了充气过程中的应力集中和网格畸变问题。数值结果表明:充满的单圆环的表面积和体积误差仅为 1.8%,验证了本文折叠方法的高精度;充气式气动减速器的初始和充满外形与实验外形一致,展开过程稳定、有序,说明该方法的可靠性和适用性。本文折叠方法适用于任意旋转曲面的多维压缩和有序折叠,提高了曲面展开数值仿真的精确度和稳定性。

关键词:人机与环境工程;充气式气动减速器;折叠建模;初始应力修正;数值仿真

中图分类号:V475

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2020)06-0948-09

A Folding Method of Inflatable Aerodynamic Decelerator and Numerical Simulation of Inflation Process

ZHAO Xiaoshun¹, YU Li^{1,2}, YANG Xue¹

(1. Key Laboratory of Aircraft Environment Control and Life Support of Ministry of Industry and Informatization Technology, Nanjing, 210016, China;

2. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: Aiming at the problem that the inflatable aerodynamic decelerator (IAD) is difficult to establish a folding model with regular folds and radial compression rate, the segmentation mapping folding (SMF) method is proposed in this paper. Firstly, flattened planes are obtained by using the segmentation mapping technique. Then the segmented planes are transformed into a continuous geometric folding model by using the matrix transformation. Finally, the initial stress is used to modify the model errors during folding process, which can reduce the problems of stress concentration and mesh distortions during inflation process. Numerical results show that surface area and volume errors of the inflated single torus are only 1.8%, demonstrating the high precision of SMF method. The initial and the full shapes of the IAD are consistent with those of the experimental, and the inflation process is stable and orderly, demonstrating the reliability and applicability of SMF method. The proposed folding method can be used in the multidimensional compression and regular folding of any surface of revolution, and also improves the accuracy and stability of the surface inflation numerical simulation.

Key words: man-machine and environmental engineering; inflatable aerodynamic decelerator; fold modeling; initial stress modification; numerical simulation

基金项目:国家自然科学基金面上(11972192)资助项目;江苏高校优势学科建设工程资助项目。

收稿日期:2019-03-06;**修订日期:**2019-06-18

通信作者:余莉,女,教授,博士生导师, E-mail: yuli_happy@nuaa.edu.cn。

引用格式:赵晓舜,余莉. 充气式气动减速器的折叠方法及充气过程数值仿真[J]. 南京航空航天大学学报, 2020, 52(6): 948-956. ZHAO Xiaoshun, YU Li, YANG Xue. A folding method of inflatable aerodynamic decelerator and numerical simulation of inflation process[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2020, 52(6): 948-956.

随着深空探测步伐的加快,空间充气结构因收拢体积小、质量轻、发射成本低等优点,越来越受到各国的重视。空间充气结构大多为复杂的柔性曲面结构,如充气式气动减速器(Inflatable aerodynamic decelerator, IAD)^[1-3]、充气式太空舱^[4]、充气式雷达^[5]、充气式太阳能板等,发射时折叠包装于火箭中,进入空间轨道后在气体驱动下展开并刚化,最终形成稳定的空间结构。由于充气展开过程中存在大范围的空间运动、柔性织物之间的相互接触、折叠处展开时的高曲率变化,以及结构内低速流动的气体与变形结构之间长时间的气固耦合作用等问题^[6]。因此空间充气结构能否从发射时的紧密折叠状态到充气展开状态关系着空间项目的成败,是空间充气结构的关键技术之一。

空间充气结构的地面展开模拟试验会受到重力和空气阻力等干扰,和真实状态并不一致。现有的试验手段不仅花费昂贵,而且数据采集困难,很难大范围地模拟空间工作环境,难以帮助设计人员理解其展开过程的力学机理。数值仿真具有精度高、周期短、资源消耗少等优点,已经成为研究工程问题的重要手段。而建立准确可靠的织物折叠模型则是充气展开过程研究首先要面临的问题。

目前,织物的折叠建模方法分为:直接折叠方法、初始矩阵方法、非线性动力学方法及基于几何图形学的逆向建模方法。直接折叠方法只适合于相对简单的二维平面组成的织物进行折叠,如降落伞的伞衣折叠、汽车安全气囊折叠、空间充气管等。文献[7]建立了降落伞的星型折叠模型,对降落伞充气展开过程进行了模拟。文献[8]采用该方法建立了空间充气管的Z型和卷绕型折叠模型,其数值展开过程与实验相符合。初始矩阵法对可展平简单形体(如长方体、正方体等)进行折叠,并通过简单几何体和真实充气外形(如圆柱体)之间的映射关系修正折叠模型。文献[9-10]编写了初始矩阵方法的折叠建模程序,成功应用于可展平的圆柱型气囊展开过程的计算。该方法要求两套网格的类型、数量、排列必须完全一致,建立映射关系比较复杂,对网格类型有一定的限制,且网格质量受算法参数影响较大。因此初始矩阵法难以应用于复杂的不可展平曲面。基于几何图形学的逆向建模方法通过节点偏移,从而“拉扯”相邻节点发生一定的位移,实现折叠建模的目的^[11]。文献[12]采用该方法建立了网格规则,质量较好的有限元折叠模型。但该方法只适用于简单、可展平的三维曲面,且建模过程中不遵守物理守恒定律,无法保证分析结果的准确性。非线性动力学方法通过对展开织物的合理加载实现折叠,这种方法由文献[13]首次提出。但由

于柔性壳单元的位移对载荷大小、持续时间、施加方式很敏感,实际上很难实施。文献[14]采用了流场力的加载思想,对三维曲面分段加载,间接获得了曲面有折痕或褶皱位置,成功实现了圆柱型曲面的折叠。该方法容易出现无规律褶皱、网格容易出现畸变和穿插,主要用于三维曲面单方向压缩折叠建模。

曲面折叠建模由于极易出现脊、沟,从而出现褶皱,不仅网格规律性差,同时也很容易出现网格穿透和畸变现象。上述建模方法只适合于简单外形曲面建模或单方向压缩建模。充气式气动减速器作为一种典型的充气式空间充气结构,具有弹道系数小、质量轻、有效负载大的特点,可满足未来大质量的火星载人探测需求。它是由复杂的不可展平曲面组成,曲面之间的连接复杂,且由于受火箭体积的限制其径向压缩率要求很大,难以采用已有方法进行折叠建模,制约了其充气过程的数值研究。针对上述问题,本文提出分割映射折叠建模(Segmentation mapping folding, SMF)方法建立充气式减速器的折叠模型。

1 SMF 折叠建模原理

SMF方法的核心思想包括:首先,基于无限分割原理及等距映射关系得到分割展平面;然后,对分割展平面矩阵变换形成连续的几何折叠模型;最后,采用初始应力修正建模过程中的模型误差,降低充气展开过程中的网格畸变和应力集中问题,从而提高了数值仿真的精确度和稳定性。

1.1 曲面展平原理

曲面(曲线)分割技术在曲面造型中得到了广泛的应用^[15]。通过无限分割原理可将任意三维表面分割成无数个近似分割平面,然后通过等距映射关系形成连续的展平面。该方法的优点是可以将不可展平的三维复杂曲面转变成为可实施折叠的二维展平面。

图1为三维空间曲面的分割映射展平原理图。对于笛卡尔坐标系下任意三维空间曲面 S ,其任意点的坐标可以用 (x, y, z) 表示。由于曲面沿厚度方向为0,则在曲面坐标系下,曲面上任意点的坐标可降维用 (u, v) 表示。在曲面坐标系下,沿 u 轴方向将曲面等距分割成 n 个小曲面,其中任意一个微小曲面 S_i 的4个端点为 A_i 、 A_{i+1} 、 B_i 和 B_{i+1} ,等距分割点为 P_i 。

首先,在同一平面上作 $n+1$ 条直线,令其相隔距离和原曲面分隔弧长一一对应且相等,其长度关系为

$$L_{\overline{P_i P_{i+1}}} = L_{\overline{P_i P_{i+1}}} \quad i=1, \dots, n \quad (1)$$

然后,令直线上各特征长度和原曲面对应曲线的弧长一一对应且相等,长度关系为

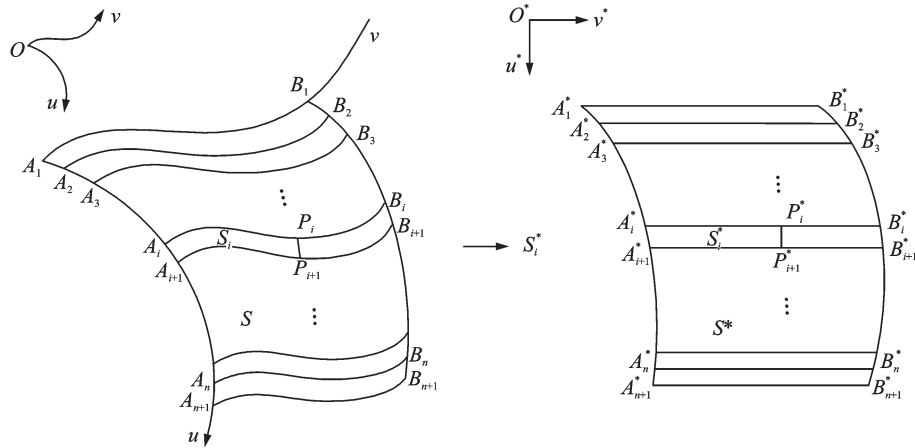


图1 曲面展平过程的原理图

Fig.1 Schematic diagram of the surface flattening process

$$L_{\overline{A_i P_i}} = L_{\overline{A_i P_i}} \quad L_{\overline{P_i B_i}} = L_{\overline{P_i B_i}} \quad i=1, \dots, n+1 \quad (2)$$

则此时形成的平面 S^* 为曲面 S 的映射展平面。在等距映射过程中各微小平面的相隔距离及上下边界长度保持不变,但左右边界出现长度误差。若 n 为无穷大时,边界长度误差为 0,此时映射展平面面积和原曲面面积相等。

1.2 折叠建模原理

任一点位置的变换可由齐次坐标表达,比如平移、旋转、缩放等,齐次坐标广泛应用于计算机图形学^[16]。用一个 $n+1$ 维向量表示一个 n 维向量,这种表达方式被称为齐次坐标表示法。用齐次坐标 $[x \ y \ z \ 1]$ 表示折叠后位置坐标, $[x^* \ y^* \ z^* \ 1]$ 为折叠前位置坐标,可以用一个 4×4 的变换矩阵 T 实现两者间的变换

$$[x^* \ y^* \ z^* \ 1] = [x \ y \ z \ 1] \cdot T = [x \ y \ z \ 1] \cdot \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} & a_{14} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} & a_{24} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} & a_{34} \\ a_{41} & a_{42} & a_{43} & a_{44} \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中变换矩阵 T 可以分为 4 个子矩阵: $[a_{41} \ a_{42} \ a_{43}]$

实现平移变换; $[a_{14} \ a_{24} \ a_{34}]^T$ 实现投影变换; $[a_{44}]$ 实现整体缩放; 剩余子矩阵实现比例、旋转、错切等几何变换。由于实际折叠过程中不再进行映射和整体缩放变换,则 a_{14} 、 a_{24} 、 a_{34} 和 a_{44} 均为 0。

对于任意旋转曲面,其分割展平面均类似于图 2 中 S^* 的形状,通过矩阵变换将展平面进行折叠。展平面 S^* 通过平移矩阵 T_t 、旋转矩阵 T_r 进行两次坐标变换,实现了平面的折叠。由于平移距离、旋转角度可调范围较大,因此可以根据实际情况实现 ox 方向较大的压缩。旋转矩阵 T_r 的目的是将分割的展平面形成连续的曲面。若点 A_i' 绕旋转轴 $P_i''P_{n+1}''$ 旋转 α_i ,则可得 A_i'' 。因此,需要求解 $n+1$ 个旋转矩阵以获得边界线 $A_i''A_{n+1}''$ 。再通过曲面填充技术将边界曲线 $A_i''A_{n+1}''$ 、旋转轴 $P_i''P_{n+1}''$ 、上底 $A_i'P_i'$ 和下底 $A_{n+1}''P_{n+1}''$ 形成三维曲面 S'' 的一半, S'' 另一半关于 xy 平面对称。将 S'' 绕 oy 轴旋转复制 $n-1$ 次,每次旋转角度为 $360^\circ/n$,得到最终的几何折叠模型 S'' 。在几何折叠模型 S'' 的基础上建立的有限元折叠模型具有折痕有序、网格质量好的特点。

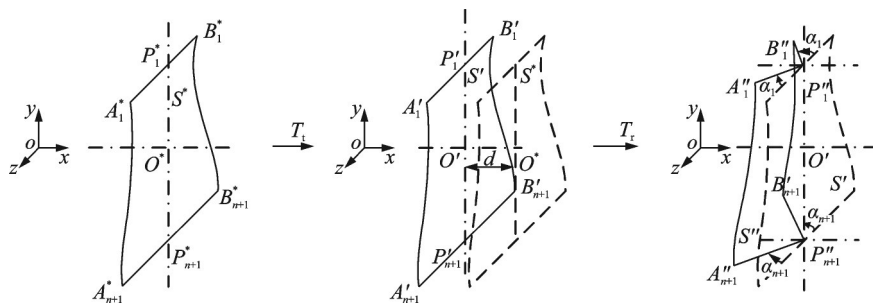


图2 通过矩阵转换进行折叠建模

Fig.2 Fold modeling through matrix transformation

1.3 模型误差修正

由于实际折叠过程中三维曲面难以实现无限次分割,折叠建模后初始几何误差不可避免,这种误差会影响到计算结果的准确性。本文采用初始应力修

正技术来消除折叠过程中的模型误差,降低充气过程中的网格畸变和应力集中问题^[17-18]。初始应力修正方法是一种基于有限元理论的新型修正方法。

初始应力的修正原理如图 3 所示。 X^{map} 表示带

有初始误差的网格坐标,而 X^{ref} 表示没有初始误差的网格坐标,将前者作为映射构型,而后者作为参考构型,通过映射构型和参考构型的对比 $X^{\text{ref}} - X^{\text{map}}$,便可以获得 Green 应变 E ,根据材料本构方程计算出初始修正应力 σ 为

$$\sigma = C_{ijkl} E \quad (4)$$

式中: σ 为第二类 Piola-Kirchhoff 应力, C_{ijkl} 为四阶切线模量张量。

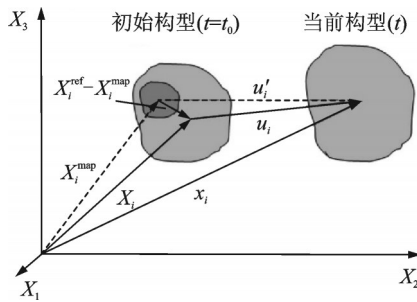


图 3 初始应力修正原理

Fig.3 Principle of initial stress modification

在充气数值仿真过程中只需在某时刻 t 施加该初始应力进行修正,便可实现初始构型的替换,进而实现对折叠模型的误差修正。图 4 为初始应力修正步骤,其中, f^n 表示第 n 步的作用力, Δt_{crit} 表

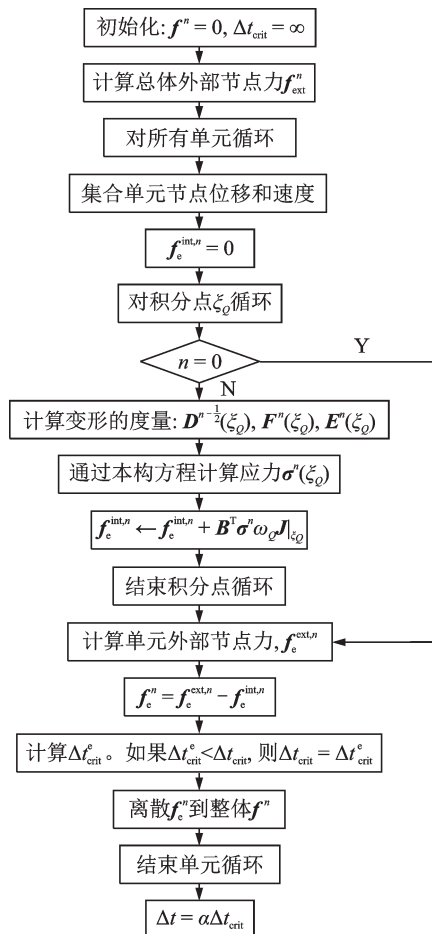


图 4 初始应力修正步骤

Fig.4 Steps of initial stress modification

示总体临界时间步长, $f_c^{\text{int},n}$ 表示第 n 步的单元内力, f_{ext}^n 表示第 n 步的外力, F^n 表示第 n 步的变形梯度, ξ_Q 表示积分点, σ^n 表示第 n 步的柯西应力, E^n 表示第 n 步的 Green 应变张量, B 表示几何矩阵, $\bar{\omega}_Q$ 表示积分权值, J 表示 Jacobian 行列式, Δt_{crit}^e 表示单元临界时间步长, α 为调整系数。

2 充气数值仿真原理

本文充气式减速器充气过程的数值仿真采用控制体积法^[19-20],囊内气体满足状态方程

$$\begin{cases} \rho V = \frac{m}{M} RT \\ \rho = (k-1) \frac{U}{V} \\ U = \frac{m}{M} C_V T \end{cases} \quad (5)$$

式中: p 、 T 、 V 分别代表囊内气体的压强、温度和体积; m 、 M 分别代表囊内气体的质量和摩尔质量; U 为气囊气体的内能; C_V 代表囊内气体的定容摩尔热容; R 、 k 分别为通用气体常数和绝热系数。

根据柔软结构单元的运动速度可以获得每一时刻单元的运动位置,从而依据格林积分定理得到充气结构的体积

$$V = \iiint dx dy dz = \iint_S x n_x dS \approx \sum_{i=1}^N \bar{x}_i n_{ix} A_i \quad (6)$$

式中: \bar{x}_i 表示气囊单元节点 x 坐标的平均值, n_{ix} 表示第 i 个曲面单元法向量与 x 轴的夹角余弦, A_i 表示第 i 个曲面单元面积, n 表示气囊表面单元的总数。

柔性结构单元的运动方程为

$$\rho^s \frac{dv_i}{dt} = \frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial x_j} + \rho^s b_i \quad (7)$$

式中: v_i 为结构单元的运动速度, ρ^s 为单元的密度, σ_{ij} 表示结构所受的总应力张量, b_i 表示结构所受的体积力,上标 s 表示结构域参数。

3 SMF 精度验证

3.1 几何模型精度

圆环曲面是一种不可展平的三维复杂曲面,现有方法难以进行折叠建模。如图 5 所示为采用 SMF 方法建立圆环折叠模型的过程。圆环曲面经过分割展平、平移变换、旋转折叠,形成了最终的三维折叠模型。图 5(c)和 5(d)分别表示通过旋转矩阵将圆环面的“经向”和“纬向”进行连接,保证了分割子平面各自折叠后和原始曲面具有一致的连通性。

再对图 5 中圆环面 ($R=0.553 \text{ m}$, $r=0.253 \text{ m}$) 的折叠模型建立未折叠的几何外形。图 6,7 分别为研究分割数 n 对几何模型精度的影响:随着切割

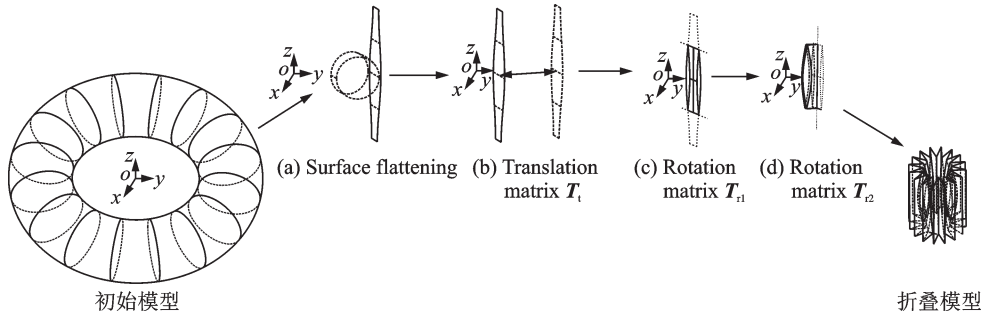


图5 圆环折叠建模过程

Fig.5 Fold modeling process of torus

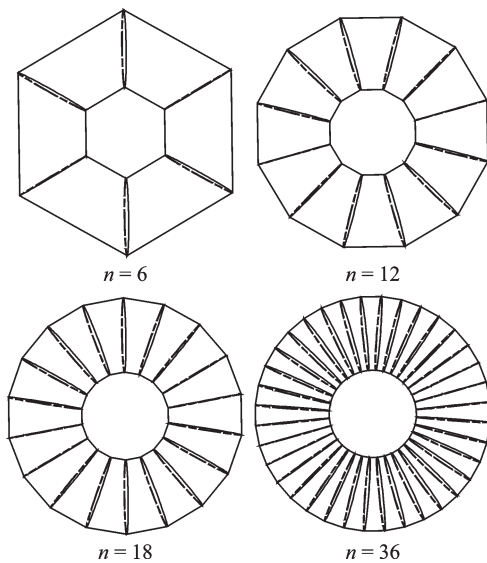
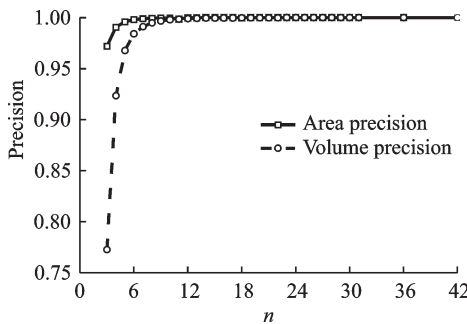


图6 圆环的未折叠外形随切分数的变化

Fig.6 Variation of the unfolded shape of torus with the segmentation number



面积精度(体积精度)=未折叠圆环的尺寸/设计圆环的尺寸

图7 面积和体积精度随切分数的变化

Fig.7 Variation of area and volume precision with the segmentation number

份数 n 的增加,充满时的面积、体积和外形会越来越接近标准的设计外形。切割份数越多,SMF 几何模型误差越小。由于工程实际中 n 不能一直增大,本文选用的最优切分分数为 36。最终的几何折叠模型的面积和体积精度均大于 99.97%,环内体积压缩率为 96.2%,径向尺寸压缩率为 55.7%。综上,SMF 建立的几何模型具有多维折叠、体积压缩

大的特点。

3.2 有限元模型精度

为验证 SMF 方法的有限元模型精度,根据圆环设计外形建立模型 A(图 8(a))。在几何折叠模型的基础上建立模型 B(图 8(b)),该模型具有折痕有序、网格质量高的特点。模型 A 和 B 具有完全相同的网格类型、网格数和空间展开数值仿真参数(表 1)。空间充气数值仿真采用控制体积法,囊内压强为 30 kPa 时充气计算结束。将模型 A 作为参考网格,模型 B 作为映射网格,两者根据静力学关系得到初始应力,该初始应力用来修正模型 B 的模型误差。为了突出应力修正效果,选择在 1.3 s 对模型 B 进行初始应力修正。

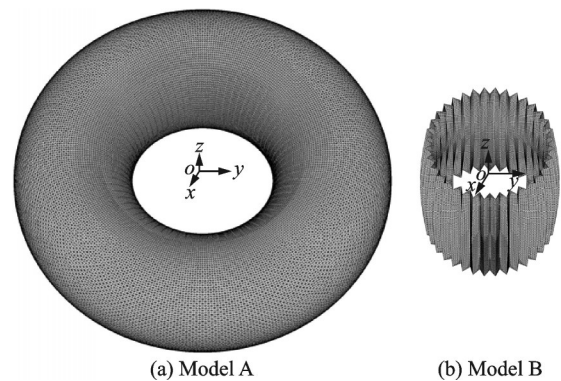


图8 有限元网格模型

Fig.8 Finite element mesh model

表1 数值仿真参数

Table 1 Numerical simulation parameters

T/K	$\dot{m}/(\text{kg}\cdot\text{s}^{-1})$	$C_p/(\text{J}\cdot\text{mol}^{-1}\cdot\text{K}^{-1})$	$\rho/(\text{kg}\cdot\text{m}^{-3})$	δ/m	E/MPa	ν
288	0.2	29.19	533	$5\text{e}-4$	400	0.3

注: T 、 \dot{m} 和 C_p 分别为充入氮气的温度、流量和等压热容; ρ 、 δ 、 E 和 ν 分别为织物的密度、厚度、弹性模量和泊松比。

首先对模型 B 的展开过程进行分析(图 9,10): 初始充气期间折痕的应力集中阻碍了展开过程,使压强曲线出现较大波动;折痕在充气过程中稳定、有序展开,并且充满外形与标准的设计圆环外形相差很小。其次对数值计算精度分析,模型 B 相对模

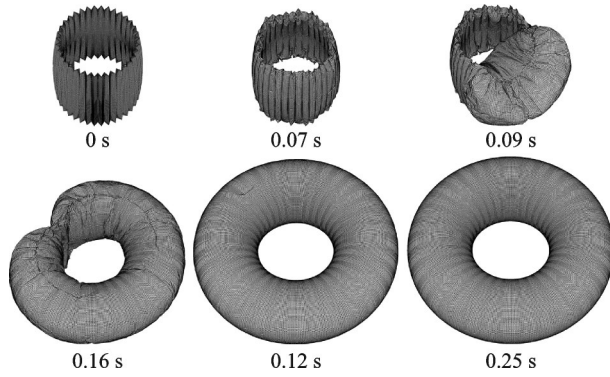
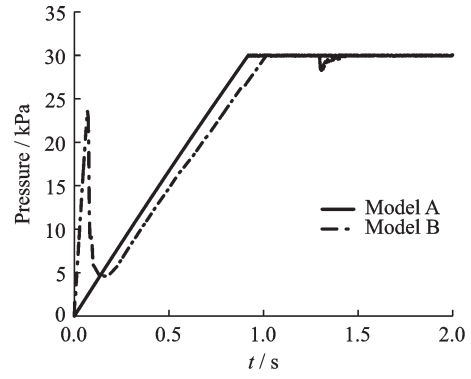


图9 充气过程中模型B的几何外形

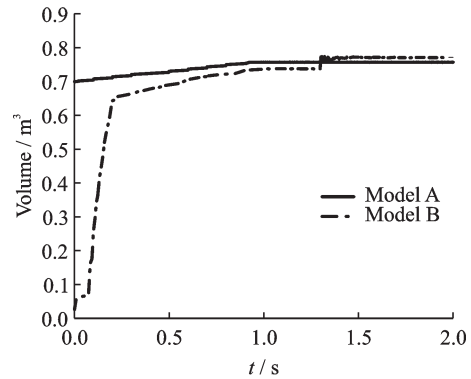
Fig.9 Geometric shape of Model B during inflation process

型 A 充满时的面积和体积误差均小于 1.8%，可见 SMF 具有高精度的特点。综上，SMF 建立的折叠模型保持了三维曲面原有的几何拓扑关系，具有高精度的特点，且可稳定、有序充气展开。

图 11 为初始应力对模型误差的修正效果，观察应力云图及网格畸变区域可知：初始应力修正前圆环出现了异常褶皱，和真实充满外形不一致。经过应力修正后，保证了褶皱附近畸变单元力学性能的物理真实性，提高了模型质量和计算精度。图 12 为数值仿真过程中最大应力随时间的变化，可知： $t=1.3$ s 时，模型误差被修正后应力下降了 58.8%，从 35.4 MPa 到 14.6 MPa。综上，初始应力修正了 SMF 建模过程中的几何误差，降低了数值



(a) Pressure

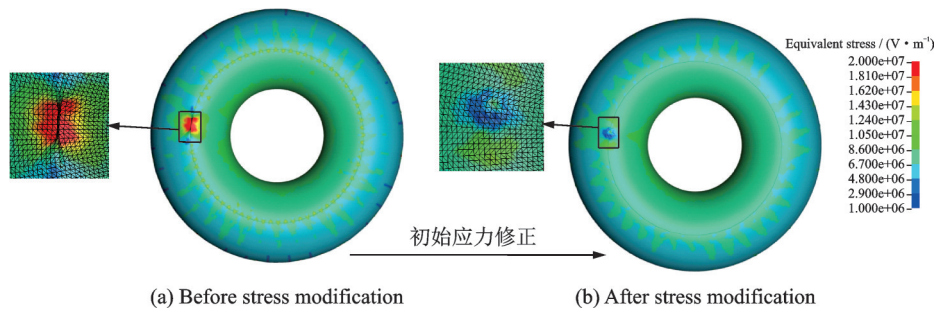


(b) Volume

图 10 圆环内压强和体积随时间的变化

Fig.10 Variation of pressure and volume in torus with time

仿真时的应力集中和网格畸变问题，提高了数值计算的精度和稳定性。



(a) Before stress modification

(b) After stress modification

图 11 圆环等效应力云图

Fig.11 Equivalent stress cloud chart of torus

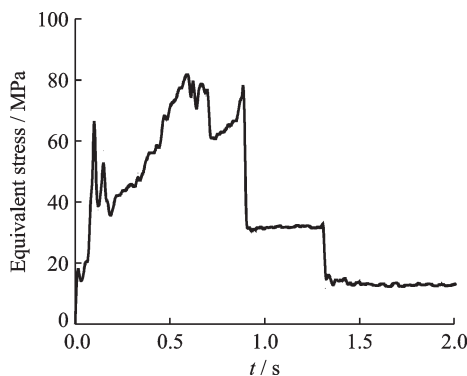


图 12 最大等效应力随时间的变化

Fig.12 Variation of dynamic maximum equivalent stress with time

4 充气式气动减速器数值仿真

4.1 有限元模型

IAD 为多环曲面，各环之间通过绑带相连，结构较为复杂。如图 13 所示为本文的 IAD 切面的几何模型。首先，将每环采用 SMF 方法进行折叠建模，实现了 IAD 大的径向压缩率。其次，为实现更小的压缩体积，在轴向上进行了不同程度的偏移。本文建立了 IAD 最终的折叠外形如图 14(c)所示，再依据从顶到底的网格划分策略建立 IAD 的有限元网格模型(图 15(a))。圆环面采用三角形的薄膜单元，单元尺寸为 0.015 m，单元总数为 5.81×10^5

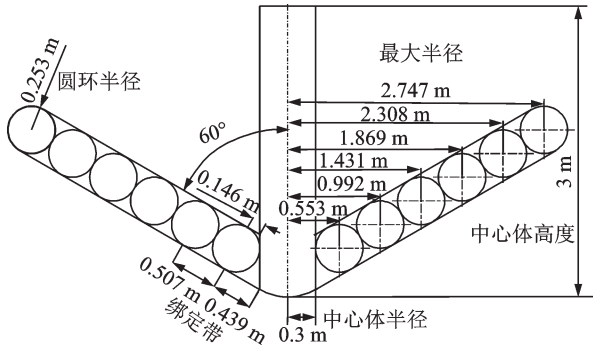


图13 IAD几何模型

Fig.13 Geometric model of IAD

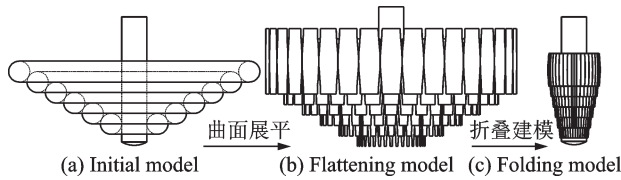
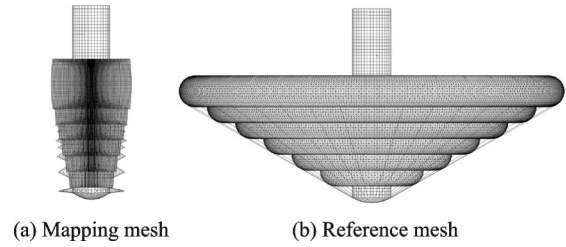


图14 IAD折叠建模过程

Fig.14 Fold modeling process of IAD

个;绑带采用离散杆单元,用来确定各圆环面的空间位置。

折叠有限元模型为映射网格(图15(a)),依据标准设计外形建立参考网格(图15(b)),两者根据静力学关系得到初始应力。为降低应力修正对展开过程的影响,选择在0s时进行初始应力修正。为使各环有更好的同步性和稳定性,每一环的充气流量与环内体积成正比(表2)。IAD的最终有限



(a) Mapping mesh (b) Reference mesh

图15 IAD映射网格和参考网格

Fig.15 Mapping mesh and reference mesh of IAD

表2 各环充气流量

Table 2 Mass flow in different tori

参数	1环	2环	3环	4环	5环	6环
流量/(kg·s ⁻¹)	0.600	1.075	1.551	2.027	2.502	2.978

注:1环到6环的体积依次增大。

元折叠模型的径向压缩率为79.1%,环内体积压缩率为98.6%,网格质量高且折痕规则。

4.2 充气展开过程

图16为IAD充气过程的数值结果:IAD有限元折叠模型的初始和充满外形与实验外形^[21]一致;折痕在充气过程中稳定、有序展开。从图17,18可以看出:初始充气期间折痕的应力集中阻碍了充气展开过程,使压强曲线出现较大波动;不同环内压强随时间的变化几乎一致,各环分别在0.86和1.53s达到了体积和压力的设计值;IAD稳定后的投影面积为28.42 m²,其误差小于1%。综上可知,本文建立的IAD折叠模型满足了工程实际中折叠

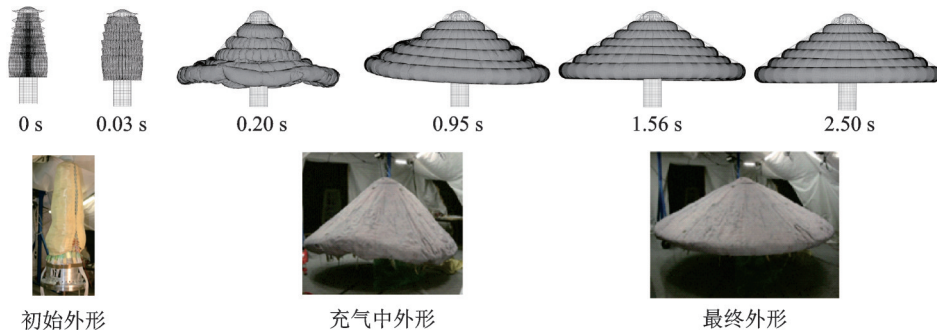


图16 数值结果与实验结果的对比

Fig.16 Comparison of numerical and experimental results

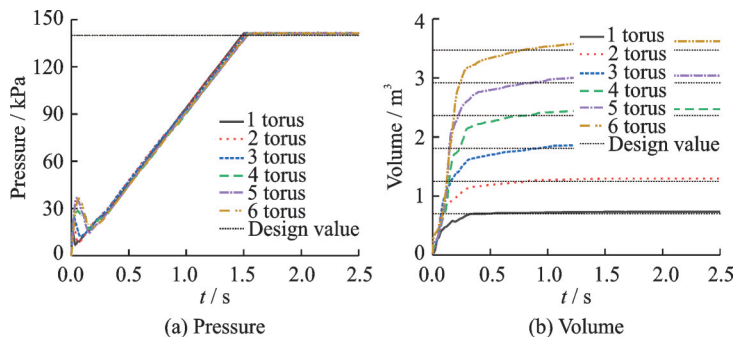


图17 不同圆环内压强和体积随时间的变化

Fig.17 Variation of pressure and volume in different tori with time

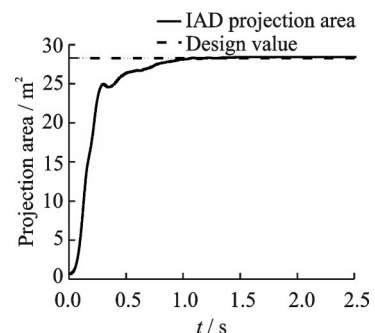


图18 投影面积随时间的变化

Fig.18 Variation of projection area with time

包装的要求,充气展开过程稳定、有序,且数值结果证实了SMF方法建立的IAD模型具有高精度的特点。

5 结 论

本文首先基于分割映射和矩阵变换原理提出了SMF建模方法。目前该方法适用于任何旋转曲面的折叠建模,包括简单的可展平曲面(圆柱体,圆锥体等)和复杂的不可展平曲面(圆环,球体等)。SMF的几何折叠外形为星形,具有较大的径向和体积压缩率,可应用于航空航天领域的空间充气结构的折叠建模。其次,初始应力使畸变单元有一定的力学属性,符合物理本质,修正了建模过程中的模型误差,降低了展开时的应力集中和网格畸变问题,提高了数值仿真的精确度和稳定性。

本文采用SMF建立了单环曲面的有限元折叠模型,充满时的圆环面积和体积误差均小于1.8%,验证了SMF对圆环面折叠建模的高精度。本文建立的IAD有限元折叠模型具有多维折叠、网格质量好、体积压缩率大的优点,满足了工程实际中折叠包装的要求。数值结果表明:IAD充气展开过程稳定、有序,充满的阻力面积误差小于1%,再次说明了SMF方法的可靠性和适用性。

参考文献:

- [1] CHEATWOOD M N, HUGHES S, CALOMINO A, et al. Manufacturing challenges and benefits when scaling the HIAD stacked-torus aeroshell to a 15 m-class system[C]//Proceedings of 2016 IEEE Aerospace Conference. Istanbul, Turkey: IEEE, 2016: 1-12.
- [2] AAEON O, ROGER B, DAVID M B, et al. IRVE-3 post-flight reconstruction[C]//Proceedings of Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conferences. Daytona Beach, USA: AIAA, 2013: 1-21.
- [3] HUGHES S J, CHEATWOOD M N, CALOMINO A M, et al. Hypersonic inflatable aerodynamic decelerator (HIAD) technology development overview[C]//Proceedings of AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference & Seminar. Dublin, Ireland: AIAA, 2013: 1-24.
- [4] HINKLE J, WILEY C E, KLING D. Numerical study and design of foldable and expandable space structures[C]//Proceedings of the 54th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Boston, USA: AIAA, 2013: 1-10.
- [5] BABUSCIA A, LOO M V D, WEI Q J, et al. Inflatable antenna for cubesat: Fabrication, deployment and results of experimental tests[C]//Proceedings of Aerospace Conference.[S.l.]: IEEE, 2015: 1-12.
- [6] 关富玲,徐彦,郑耀.充气可展开结构技术在空间探索领域的应用[J].载人航天,2009,15(4):40-48.
GUAN Fuling, XU Yan, ZHENG Yao. Application of inflatable structure technology for space exploration[J]. Manned Spaceflight, 2009, 15(4): 40-48.
- [7] CHENG Han, YU Li, YANG Xuesong, et al. Numerical simulation of parachute opening process in finite mass situation[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2014, 32(2): 258-263.
- [8] SALAMA M, KUO C P, LOU M. Simulation of deployment dynamics of inflatable structures[J]. AIAA Journal, 2000, 38(12): 2277-2283.
- [9] 白远利,张金换,黄世霖.一种映射算法在IMM法气袋建模中的应用[J].清华大学学报(自然科学版),2002,42(11):1528-1531.
BAI Yuanli, ZHANG Jinhuan, HUANG Shilin. Mapping algorithm for airbag modeling with the initial metric method[J]. Journal of Tsinghua University (Science and Technology), 2002, 42(11): 1528-1531.
- [10] ZHANG Jinhuan, MA Chunsheng, BAI Yuanli, et al. Airbag mapped mesh auto-flattening method[J]. Tsinghua Science and Technology, 2005, 10(3): 387-390.
- [11] 程涵.柔性织物折叠建模技术及展开过程数值仿真研究[D].南京:南京航空航天大学,2013.
CHENG Han. Research on folded flexible fabric modeling technology and numerical simulation of deployment process[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013.
- [12] LIU Jiajia, LONG Jiang, LIANG Ke, et al. Reverse modeling of complicated folded fabric[J]. Journal of Industrial Textiles, 2015, 46(2): 417-435.
- [13] CHAWLA A, BHOSALE P V, MUKHERJEE S. Modeling of folding of passenger side airbag mesh: SAE Paper 687-693[R]. [S.l.]: [s.n.], 2005.
- [14] CHENG Han, YU Li, ZHAN Yanan. A new method of complicated folded fabric modeling[J]. Journal of Harbin Institute of Technology (New Series), 2012, 19(2): 43-46.
- [15] SHEFFER A, PRAUM E, ROSE K. Mesh param-

- terization methods and their applications[J]. Foundations & Trends in Computer Graphics & Vision, 2006, 2(2): 105-171.
- [16] 孙家广. 计算机图形学[M]. 3版. 北京: 清华大学出版社, 2009.
- [17] BELYSTCSCHKO T, LIU W K, MORAN B. Non-linear finite elements for continua and structure[M]. 3rd ed. Beijing: Tsinghua University Press, 2016.
- [18] ZHAN Yanan, YU Li, YANG Xue, et al. Initial stress correction method for the modeling of folded space inflatable structures[J]. Aviation, 2014, 18(4): 166-173.
- [19] WANG J T, JOHSON A R. Deployment simulation methods for ultra-lightweight inflatable structures[C]//Proceedings of the 43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Material Conference. Denver, USA: AIAA, 2002: 1-18.
- [20] 卫剑征. 空间折叠薄膜管充气展开过程气固耦合问题研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2008.
- WEI Jianzheng. Research on gas-solid interaction problem in the inflatable deployment process of space folded membrane boom[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2008.
- [21] LICHODZIEJEWSKI D, KELLEY C, TUTT B, et al. Design and testing of the inflatable aeroshell for the IRVE-3 flight experiment[C]//Proceedings of the 53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Honolulu, USA: AIAA, 2012: 1-11.

(编辑: 夏道家)