

微型导弹柔性充气翼结构设计与力学变形仿真*

刘龙斌, 贾逸聪, 魏元, 胡凡, 张士峰
(国防科技大学空天科学学院, 湖南长沙 410073)

摘要:以NACA2412为基准翼型设计充气弹翼,采用柔性蒙皮应力分析理论并根据弹翼蒙皮材料强度极限理论建立考虑分布质量影响的改进应力表达模型,据此得到柔性薄膜弹翼允许充气压力范围。分析结果发现:柔性弹翼充气单元尺寸越小,相应的充气压力允许范围越大。采用ABAQUS/CAE软件以不可压缩壳单元仿真柔性充气弹翼在不同充气压力条件下的变形情况,发现非对称翼型充气后中间下凹的翘曲方式并确定柔性蒙皮的危险点,利用翼面典型线分析了充气翼局部力学变形特性。进一步对充气弹翼进行表面覆膜改进分析,获得了良好的结构力学性能改进效果。

关键词:充气翼;变形分布;外覆膜改进;薄膜理论

中图分类号:V214.8 文献标志码:A 文章编号:1001-2486(2018)06-030-08

Structural design and mechanical deformation simulation of flexible inflatable wing for miniature missile

LIU Longbin, JIA Yicong, WEI Yuan, HU Fan, ZHANG Shifeng

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

Abstract: Based on NACA2412 airfoil, the improved stress expression model established by considering the influence of distribution mass can achieve the allowable range of inflation pressure of the flexible film wings. The results show that smaller the size of the flexible wing inflatable units are, the greater the allowable range of the inflation pressure can be. ABAQUS/CAE software was used for simulating the stress and deformation of flexible aerated wing under different inflation pressure conditions. The unique way of warping of asymmetric airfoil after inflating was found. The risk points of flexible skin were determined. The typical lines were used to analyze the local mechanical properties of the inflatable wing. The improved inflatable wing with surface coating obtained a good effect of improving the structure mechanical properties.

Key words: inflatable wing; deformation distribution; outer film improvement; film theory

提升导弹作战性能、降低运输维护保养难度、提高可靠性是一个长期的研究课题。柔性充气弹翼相对于现有硬质折叠弹翼,由于收缩状态体积小、充气装置简单且体积小、展开时间可控且成本极低,在较小的气动载荷条件下相对传统硬质折叠弹翼更具有应用优势^[1-3]。但是,充气弹翼和所有充气结构一样,存在以下问题和特点:总体刚度较低,在外力作用下易产生屈曲褶皱变形^[4];结构刚度随充气情况发生变化;柔性蒙皮应力复杂且受环境影响大;失效(褶皱失效和强度失效)情况复杂^[5]。这些问题都需要进一步深入分析。

本文以微型导弹充气弹翼结构为对象,基于薄膜理论,建立考虑分布质量影响的改进应力表达模型;并根据弹翼柔性蒙皮热塑性聚酯氨

(Thermoplastic PolyUrethanes, TPU)薄膜材料强度极限按照强度理论校核确定了允许充气压力范围;改变模型参数和相应的边界条件,分析完全充气后弹翼在不同高度大气中(不同压差)的应力和变形情况;进一步采用有限元方法对多气梁式充气弹翼在翼载荷作用下的承载变形进行仿真,并对外覆膜改进方法在结构力学上的有效性进行验证。

1 柔性蒙皮理论

1.1 蒙皮内部加强拉条受力分析

充气弹翼依靠内外压差和内部拉条维持刚度和弹翼外形。充气开始时,整个弹翼由折叠状态开始伸展,充气过程中整个充气结构无法支撑载荷,膜内各处应力均为零。继续充气,当充气量达

* 收稿日期:2017-10-23

基金项目:国家自然科学基金资助项目(11802334);国防科技大学校科研计划资助项目(ZK-16-03-33);湖南省自然科学基金资助项目(2018JJ3591)

作者简介:刘龙斌(1986—),男,湖南邵阳人,讲师,博士,E-mail:liulongbin@nudt.edu.cn;

张士峰(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail:zhang_shifeng@hotmail.com

到预设值(充气压力略大于当地大气压),充气弹翼完全伸展,此时弹翼的大尺度变形已经结束,机翼形态基本维持,但仍然无法承受载荷。随着充气压力增加,弹翼膜结构开始承受张力,同时发生小尺度变形,弹翼刚度增加并能够承受气动载荷。继续增加充气量,当达到某一阈值时薄膜承受的应力超过其强度极限或变形过大使得弹翼气动特性无法得到保证,则认为充气弹翼失效^[5-6],为维持充气弹翼形状提高承载性能,一般在弹翼内部布置条带式加强拉条和点阵式加强拉条。本文以条带式拉条为例进行研究,拉条沿着内部弦向布置并沿展向贯穿整个弹翼,其四周与外蒙皮接合。

张俊韬等^[7]已经确定了在条带式加强拉条作用下两节点间薄膜膨胀时的截面形状趋近于圆形。基于这种观点,本文进一步研究了蒙皮薄膜的内力和应力情况。

图1为充气单元组合截面示意图。蒙皮薄膜产生的张力为 T ,与各自切线方向同向,与水平方向夹角用 θ 表示。拉条受到的 y 向拉力为 F ,单元截面膨胀半径为 R ,拉条长度为 $2l$ 。

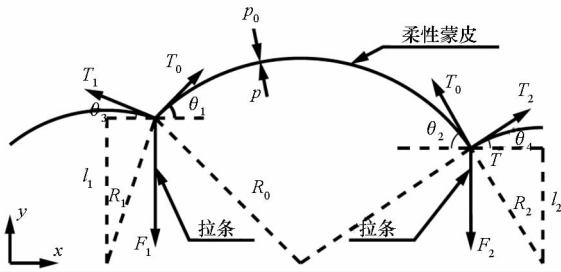


图1 充气单元组合截面

Fig.1 Section of inflatable unit combination

对于相邻两拉条,通过平衡方程可得到:

$$\begin{cases} F_1 = T_1 \sin\theta_3 + T_0 \sin\theta_1 \\ F_2 = T_0 \sin\theta_2 + T_2 \sin\theta_4 \end{cases} \quad (1)$$

角度表达式可由几何关系求得:

$$\begin{cases} \theta_1 = \arccos(l_1/R_0) \\ \theta_2 = \arccos(l_2/R_0) \\ \theta_3 = \arccos(l_1/R_1) \\ \theta_4 = \arccos(l_2/R_2) \end{cases} \quad (2)$$

根据单元圆弧段内力得到张力 T 的关系:

$$T_i = (p - p_0) R_i, i = 0, 1, 2 \quad (3)$$

将式(2)、式(3)代入式(1),可以得到拉条所受 y 向拉力表达式:

$$\begin{cases} F_1 = (p - p_0) \cdot [\sqrt{R_0^2 - l_1^2} \cdot \text{sign}(R_0) + \sqrt{R_1^2 - l_1^2} \cdot \text{sign}(R_1)] \\ F_2 = (p - p_0) \cdot [\sqrt{R_0^2 - l_2^2} \cdot \text{sign}(R_0) + \sqrt{R_2^2 - l_2^2} \cdot \text{sign}(R_2)] \end{cases} \quad (4)$$

式中,sign为符号函数,实际工程中由于曲率半径值均为正值,因此符号函数值取1即可。

由于充气弹翼几何参数和飞行范围在设计充气弹翼时已经确定,因此式中所有几何参数和外界气压都为确定值,进而得到了充气压力 p 与拉条受力 F 的关系,同时也可以计算 p 与蒙皮张力 T 的关系。

1.2 表面蒙皮应力方程

对于薄膜蒙皮微元三维受力模型,选取一块足够小的矩形薄膜蒙皮,设其与 x 轴和 z 轴平行的边长分别为 l_x 和 l_z ,则其受力示意图如图2所示。图2中, T 为微元受到的张力,由于研究对象为膜结构,因此考虑 x 和 z 两个方向的张力。根据上述结论,单元在 xoy 平面内和 zoy 平面内的截面构型均为圆弧,因此假设 xoy 平面内圆弧半径为 R_x ,圆心角为 β , zoy 平面内圆弧半径为 R_z ,圆心角为 α 。 y 方向上的受力有压力、薄膜重力和各向张力在 y 方向的分量。

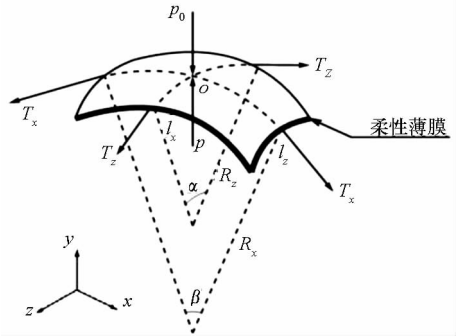


图2 薄膜微元三维受力示意图

Fig.2 Three-dimensional force of film micro-unit

若薄膜面密度为 ρ ,则薄膜重力分量为:

$$G = \rho l_x l_z g = \rho (R_x \beta \cdot R_z \alpha) g \quad (5)$$

充气压强为 p ,外界压强为 p_0 ,同理可以得到由内外压差导致的 y 分量:

$$P = (p - p_0) R_x \beta \cdot R_z \alpha \quad (6)$$

通过几何关系可以表示薄膜张力在 y 方向的分量,由于研究的矩形薄膜蒙皮足够小,有:

$$\begin{cases} F_{xy} = F_x \sin \frac{\beta}{2} \approx F_x \frac{\beta}{2} \\ F_{zy} = F_z \sin \frac{\alpha}{2} \approx F_z \frac{\alpha}{2} \end{cases} \quad (7)$$

y 方向受力平衡,由此得受力平衡方程:

$$P - G = 2F_{xy} + 2F_{zy} \quad (8)$$

将式(5)~(7)代入式(8),可以得到:

$$(p - p_0 - \rho g) R_x \beta \cdot R_z \alpha = F_x \beta + F_z \alpha \quad (9)$$

设 σ_x 和 σ_z 分别为 x 方向和 z 方向应力, t 为薄膜蒙皮厚度,则有:

$$\begin{cases} F_x = \sigma_x R_x \alpha t \\ F_z = \sigma_z R_z \beta t \end{cases} \quad (10)$$

继而可获得薄膜蒙皮 x 向和 z 向的应力与充气形状、充气压力、环境压力之间的关系:

$$(p - p_0 - \rho g) = \frac{\sigma_x t}{R_x} + \frac{\sigma_z t}{R_z} \quad (11)$$

假设蒙皮材料在 x 向和 z 向的弹性模量不同,分别为 E_x 和 E_z 。由压强作用原理可知,完全充气后内外充气压差对薄膜蒙皮产生的压力总是沿薄膜表面外法向。由于充气后薄膜蒙皮内各处压强相等,各方向膨胀半径变化相同,均为 Δr ,由此得到两个方向的应变表达式:

$$\begin{cases} \varepsilon_x = \frac{\Delta r \beta}{R_x \beta} = \frac{\Delta r}{R_x} \\ \varepsilon_z = \frac{\Delta r \alpha}{R_z \alpha} = \frac{\Delta r}{R_z} \end{cases} \quad (12)$$

x 方向应力应变关系为:

$$\frac{\varepsilon_x}{\sigma_x} = \frac{1}{E_x} = \frac{\Delta r / R_x}{\sigma_x} \quad (13)$$

同理可得到 y 方向上的应力应变关系:

$$\frac{1}{E_z} = \frac{\Delta r / R_z}{\sigma_z} \quad (14)$$

联立式(13)、式(14)化简得到:

$$\frac{\sigma_x}{\sigma_z} = \frac{R_z}{R_x} \cdot \frac{E_x}{E_z} \quad (15)$$

设 $R_x = nR_z$,联立式(11)、式(15)得到:

$$\sigma_x = \frac{(p - p_0 - \rho g) R_z \cdot E_x / (t E_z)}{1/n + n} \quad (16)$$

$$\sigma_z = \frac{(p - p_0 - \rho g) R_z \cdot E_x (t E_z)}{1/n^2 + 1} \quad (17)$$

由此获得考虑分布质量的薄膜应力双轴向应力关系。可以看出,当一个方向曲率半径远大于另一方向时,即有一个方向薄膜不发生弯曲时(如充气弹翼展长足够大时),该方向薄膜蒙皮应力趋近于零,这一结论对于展长无限的弹翼而言是正确的。

柔性蒙皮可以视为二向应力状态($\sigma_3 = 0$),任意柔性蒙皮切平面内主应力表达式为:

$$\sigma_{1,2} = \frac{\sigma_x + \sigma_z}{2} \pm \sqrt{\left(\frac{\sigma_x - \sigma_z}{2}\right)^2 + \tau_{xz}^2} \quad (18)$$

不考虑蒙皮薄膜扭转,则 $\tau_{xz} = 0$ 。第四强度理论相当应力(Mises 应力)为:

$$\sigma_{r4} = \sqrt{\frac{1}{2}[(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2]} \quad (19)$$

联立式(16)~(19),可得柔性薄膜蒙皮充气压力与第四强度理论相当应力的关系:

$$\sigma_{r4} = \frac{\sqrt{2 \cdot (3n^2 - 2n + 3)}}{2(n^2 + 1)} \cdot \left| \frac{(\rho g - p + p_0) \cdot n \cdot R_z}{t} \right| \quad (20)$$

通过式(20)可以根据第四强度理论分析柔性蒙皮上鼓包膨胀变形的应力值,由此确定充气压力范围。

2 充气弹翼结构设计

2.1 翼型设计

多气梁式充气弹翼,在两层气囊蒙皮之间通过竖直布置加强拉条来约束翼型,其优势是弹翼整体性好、工程上容易实现,并且在抗弯扭方面与刚性弹翼原理相似。其结构相对简单,充气管路少,质量较轻,性能可靠,相对多梁整体式充气弹翼而言更合适^[8-10]。考虑柔性充气弹翼一般适用于低速飞行器,以翼型 NACA2412 为例进行分析,该翼型是低速飞行器中使用率最高的翼型,按照上述分析的圆形截面理论进行翼型逼近设计^[11-13],如图 3 所示。

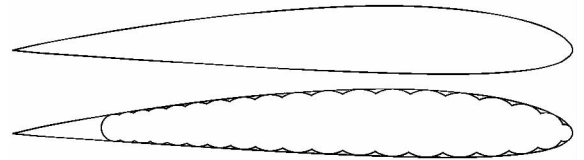


图 3 充气弹翼逼近设计

Fig. 3 Approximation design of the inflatable wing

理论设计时使充气后各鼓包最远点组成的样条曲线尽可能与基准翼型线重合,使得充气翼的气动性能损失较小。

在对应尖点处布置拉条用以维持充气弹翼形状,如图 4 所示。相对密集的拉条布置虽然能够使充气弹翼较好地逼近基准翼型从而使得气动性能损失较小,但是也将极大增加加工难度,过多的黏合点也将导致气密性难以得到保证^[14-16]。因此实际工程中,在保证气动性能在合理范围内下降的条件下,应适当增加相邻拉条间的距离。

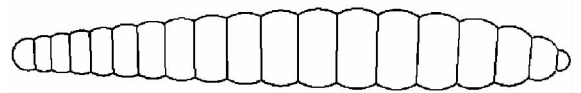


图 4 充气弹翼拉条布置方式

Fig. 4 Reinforcement arrangement of the inflatable wing

考虑充气弹翼二维翼型对比基准翼型升力系数将减小 20%~30%^[17-20],并考虑 NACA2412 翼型在低空低速大雷诺数下的升阻比曲线,确定建模参数为平直矩形翼,半翼展 770 mm、弦长

310 mm, 该标准翼型(非充气翼)弹翼能够在 100 m 高度以 10 m/s 的速度巡航时提供不小于 8 kN 的升力。

2.2 充气压力范围计算

充气弹翼蒙皮薄膜为纤维增强 TPU 材料, 材料属性见表 1。目前高性能 TPU 撕裂强度为 50 MPa 左右, 断裂伸长率超过 550%^[1,3], 因此分析中将材料许用应力定义为 $[\sigma] = 50$ MPa, 薄膜材料超过此应力值将发生结构失效。

表 1 TPU 材料力学参数

Tab. 1 Mechanical Parameters of TPU

参数	值
弹性模量	7000 MPa
厚度	0.135 mm
密度	$9.629\ 63 \times 10^{-4}$ g/mm ³
泊松比	0.3

根据第四强度理论进行校核, 当相当应力 (Mises 应力) 达到许用应力时对应的充气压力即为最大充气压力, 超过此压力弹翼将失效。

取充气弹翼蒙皮建立局部坐标系, 局部坐标系 y 轴为当地蒙皮切平面法向, z 轴为纵向截面法向(弹翼展向指向翼梢), x 轴与其余轴组成三轴正交坐标系, 如图 5 所示。

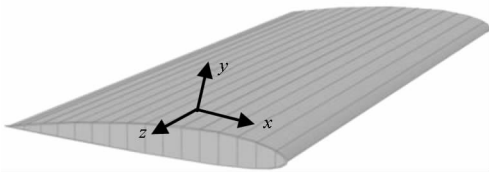


图 5 局部坐标示意图

Fig. 5 Local coordinate system illustration

合理的充气压力必须满足:

$$\sigma_{r4} \leq [\sigma] \quad (21)$$

对于图 5 中截面上柔性蒙皮各点, 在变形很小的假设下 R_z 趋近于 $+\infty$, n 趋近于 0, 则强度条件可转化为:

$$\sqrt{6} \cdot |(\rho g - p + p_0)| \cdot R_x / (2t) = \sigma_{r4} \leq [\sigma] \quad (22)$$

因此对于展长足够长(一方向曲率半径远大于另一方向)的充气弹翼, 其气室截面半径与充气压力的关系如图 6 所示。

充气压力必须大于当地大气压力(以 101 kPa 为例), 否则将出现充气弹翼凹陷的情况, 因此允许的充气压力值位于压力上限和大气压线之间。

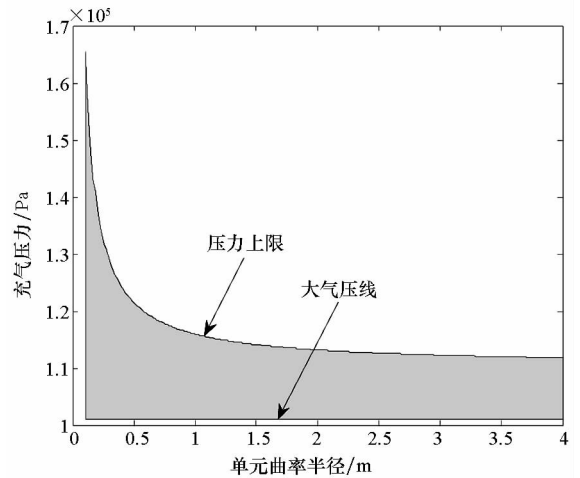


图 6 充气压力范围

Fig. 6 Inflatable pressure range

图 6 表明曲率半径越小气室越小, 允许充气压力上限越高, 充气也越难以进行。而实际工程中, 当充气翼变形超过 50% 时, 阻力系数将增加 100% 以上, 升力系数将减小 30% 以上^[19-20], 此时弹翼已经不能满足飞行需求。TPU 材料 150% 的拉伸强度在 5 MPa 左右^[1-3], 由此确定实际充气压力最大值约为 125 kPa。

3 力学仿真

3.1 网格划分

充气弹翼为平直翼, 左右侧弹翼完全对称, 因此仿真时只选取一侧, 即只对右侧弹翼进行仿真, 采用第四强度理论即最大畸变能理论进行分析, 以获得实际飞行过程中充气弹翼各处 Mises 应力和变形, 从而分析充气弹翼内部拉条和外部柔性蒙皮的承载与变形特征。

仿真时充气压力为 110 kPa, 外界大气压为 101 kPa。双侧弹翼提供升力不小于 80 N。因此根据 2.1 节中实体建模参数, 设计弹翼单侧翼面积为 770×310 mm², 仿真中单侧弹翼承受均布载荷 167.574 Pa, 弹翼内外压差为 9000 Pa。使用 Profili 分析 NACA2412 标准翼型气动载荷分布, 并参考已有的对非对称充气翼型的气动分析结论^[10], 设计翼型在 0° 攻角下上下翼面平均压力系数的绝对值之比约为 1:1, 对应上下翼面气动载荷各为 83.79 Pa。加强拉条与外蒙皮设置位移绑定, 弹翼内端面设置完全固定约束, 翼外端面划分三角形非结构性网格, 其余为四边形结构性网格, 网格总数为 8 万, 如图 7 所示。

为了定量分析弹翼变形和应力特性, 便于数据后处理, 结合云图分析结果, 提取翼型上三条典

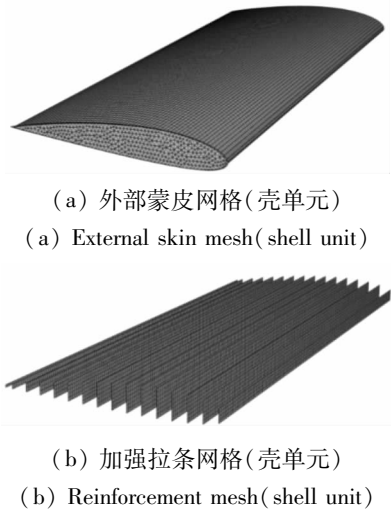


图 7 网格划分

Fig. 7 Mesh diagram

型线进行分析,其选取参数见表 2,分布情况如图 8 所示,本节中所有曲线将在这三条典型线上采样进行绘制。

表 2 典型线分布

Tab. 2 Characteristic line distribution

典型线名称	距翼根	包含节点数
翼梢典型线	50 mm	
中部典型线	385 mm	66(上翼面) + 65(下翼面)
翼根典型线	720 mm	

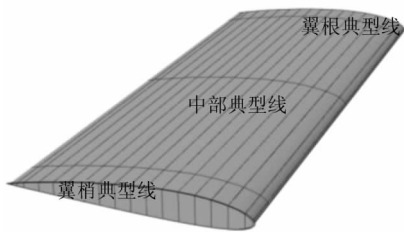


图 8 典型线的分布

Fig. 8 Characteristic line distribution

3.2 变形分析

3.2.1 充气变形分析

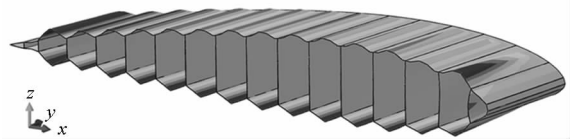
充气弹翼在内外压差作用下,由于加强拉条的锥型作用,充气弹翼未加强处出现鼓包状凸起。柔性蒙皮在以 x 轴为法线的切平面内,变形最大位置发生在弹翼中央;以 y 轴为法线的切平面内,最大变形发生在气室中部,且越远离加强拉条变形量越大。充气后除了产生鼓包外还会发生翘曲,如图 9 所示,可以看到翘曲方式为充气弹翼中心向下微微凹陷,四周微微隆起。这种翘曲将导致应力分布不均匀,并且可以看到,充气弹翼变形

量与拉条分布关系密切,加强拉条间柔性蒙皮跨度越大则变形越大。在设计时,拉条间距是固定的,但是前后气室所在的位置,柔性蒙皮的初始曲率半径比较大,因而相对跨度比较大,从而导致变形较大区域集中。下翼面基准翼型线曲率半径变化平滑,拉条间蒙皮跨度不大。



(a) 翼面变形

(a) Deformation of the airfoil



(b) 截面变形

(b) Deformation of section

图 9 充气后弹翼变形

Fig. 9 Wing deformation after inflating

图 10 为上翼面中部典型线位移曲线图,以距弹翼前缘位置(弦线百分数)为横坐标,各类位移为纵坐标。可以看到,其 z 方向位移分量远大于其余两个方向,几乎决定了总位移向量的大小,这是柔性薄膜结构特点所决定的。柔性薄膜自身在 z 方向刚度远小于其余两个方向刚度的特点决定了变形时 z 方向位移最大。两拉条间蒙皮膨胀方向可大致视为蒙皮外法向,NACA2412 最大弯度在弦长 0.309 处,跨过此点上翼面蒙皮外法向 x 分量由正变负,位移 x 分量也由正变负。由于拉条加强处蒙皮 z 向刚度很大,同样的充气压力下变形较小;而拉条之间蒙皮没有得到加强, z 向刚度很小,因此蒙皮变形较大,变形曲线也相应出现起伏。

3.2.2 充气加载变形分析

加入翼载荷后,充气弹翼变形云图如图 11 所示。可以看到,翼载荷的存在使得充气弹翼增加了一个挠度,方向为 z 正向,并且在同一个以 y 轴为法线的切平面内,越靠近后缘变形越大;同一个以 x 轴为法线的切平面内,越靠近翼梢变形越大。蒙皮最大位移绝对值达到了 4.77 mm。在平飞状

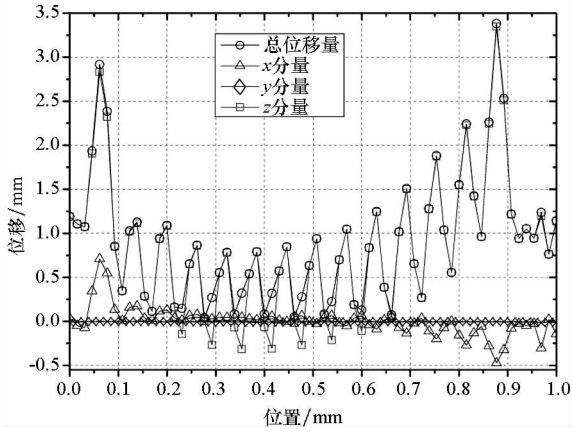
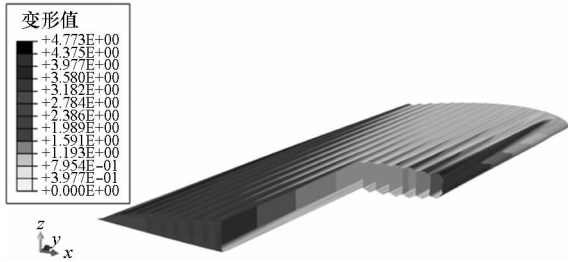


图 10 上翼面中部变形曲线

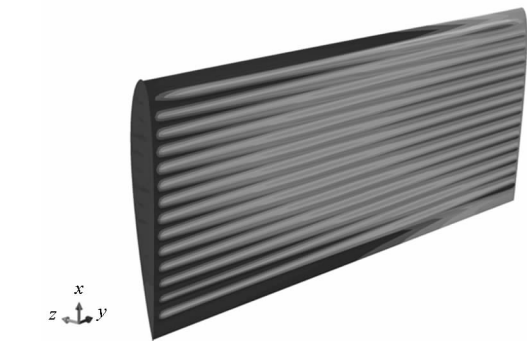
Fig. 10 Deformation curve of middle upper wing

态下,这将使得弹翼产生轻微的上反角和负扭转角,这将导致失速攻角增加,有利于提高导弹的飞行性能。对下表面而言,由充气压力产生的鼓包状变形(负 z 向)和翼载荷产生的挠度方向(正 z 向)刚好相反,蒙皮位移发生抵消,而上表面两个位移变形同向,总位移增加,因而下表面蒙皮变形和上表面相比不明显。在拉条附近由于 z 向刚度大,拉条承受拉伸应力,鼓包状变形不明显,因此该处变形中翼载荷产生的挠度表现为主要因素,总体表现为 z 正向位移。越靠近翼根翼载荷产生的挠度越小,对下翼面而言,当达到某一位置时翼



(a) 上翼面及内部变形

(a) Upper wing and internal deformation



(b) 下翼面变形

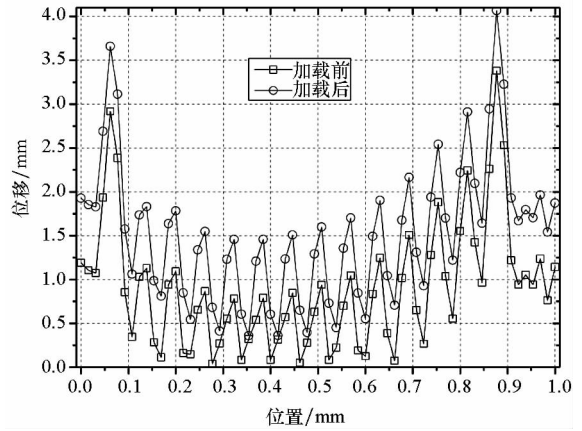
(b) Deformation of lower wing

图 11 加入静载荷后翼面变形

Fig. 11 Airfoil deformation after adding static load

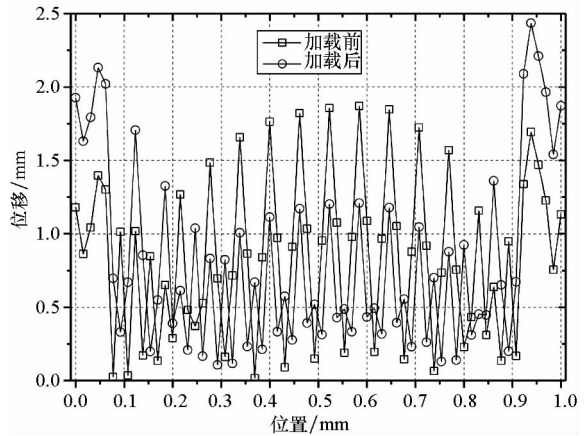
载荷产生的挠度与鼓包变形产生的位移完全抵消,从而在变形云图中产生了“波浪”状纹路。

拉条翼梢端整体位移已经达到 2.5 mm 以上,但翼根端由于固定约束而几乎没有发生变形。同时不同拉条的宽度不同使得不同部位的抗弯截面系数也不同,这就导致了弹翼翼载荷的等效作用力无法通过弹翼截面弯心。从图 12 中可以看到加入翼载荷后蒙皮变形的变化规律。上翼面变形整体增加 1 mm 左右;下翼面靠近前缘和后缘变形增加而中间变形减小,翘曲变形减小 40% 左右。



(a) 上翼面变形对比

(a) Deformation contrast of upper wing



(b) 下翼面变形对比

(b) Deformation contrast of lower wing

图 12 加载前后变形对比

Fig. 12 Comparison of deformation before and after loading

3.3 外覆膜改进

在气动方面,通常通过外覆膜进行整流,恢复部分气动性能,但在结构上,外覆膜充气弹翼的承载变形特性也必然发生改变。

从图 13 和图 14 中可以看到改进前后弹翼整体变形。原始的充气弹翼充气后产生的鼓包变形

可以达到 3 mm, 在翼梢处部分区域甚至达到 4 mm, 而加强拉条处蒙皮几乎不发生变形。这种不光滑的表面将减缓流动分离, 虽然降低了升力系数但会导致失速攻角略微增大。而且外覆膜使得弹翼表面变得平整, 平均变形约 2.5 mm, 但是表面光滑度得到明显改善, 不再出现大的起伏, 这种改善在下翼面表现得更为明显, 这种表面形状的改变会使得升力系数增大。

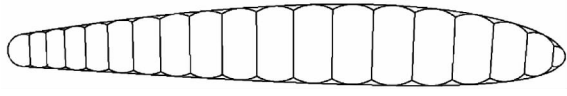
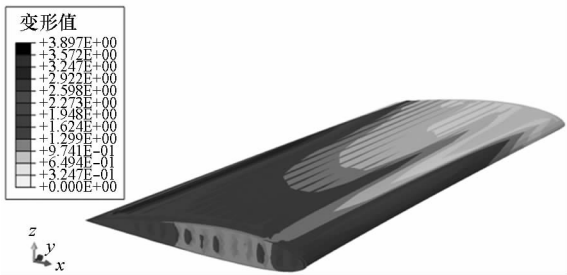


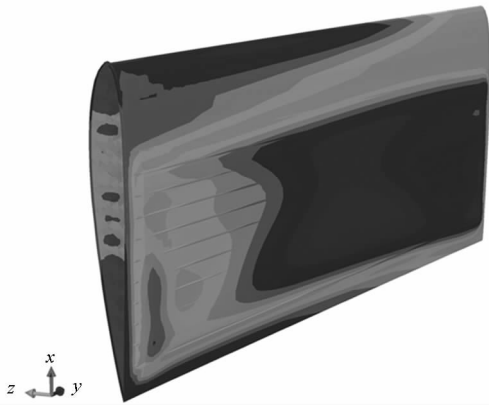
图 13 外覆膜改进示意图

Fig. 13 Exterior film improvement diagram



(a) 上翼面变形

(a) Deformation of upper wing



(b) 下翼面变形

(b) Deformation of lower wing

图 14 改进后翼面变形图

Fig. 14 Deformation of the airfoil after improvement

4 结论

本文采用薄膜理论和静力平衡方法对充气弹翼进行理论和仿真分析, 得出以下结论:

1) 充气翼蒙皮应力值和充气单元尺寸关系最为密切, 充气单元越小允许的充气压力范围越大, 充气越难以进行。充气压力增加会使充气单元曲率半径变小(鼓包状变形更加明显)。

2) 正常工作情况下, 均布的翼载荷相较于充气压力很小, 但会使弹翼产生轻微上反, 同时使下翼面产生位移数值为零的区域。翼面静载荷导致柔性蒙皮在同一弦线位置的变形不均匀, 其变形量的等值线成“U”形, 这一特点在下翼面表现得尤为明显, 这是充气后的弹翼发生中间下凹的翘曲导致的。

3) 覆膜改进可以使弹翼外形恢复平滑, 使蒙皮受压差影响后结构变形更均匀, 同时有利于恢复气动性能以及修正原弹翼加入翼载荷后的变形。

参考文献 (References)

- [1] 关世玺, 程峰. 弹翼展开装置研究[J]. 弹箭与制导学报, 2006, 26(s3): 528-530.
GUAN Shixi, CHENG Feng. Research on the wing expansion device [J]. Journal of Missing and Guidance, 2006, 26(s3): 528-530. (in Chinese)
- [2] 谢军. 充气膜结构的褶皱及振动特性研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2012.
XIE Jun. Study on the fold and vibration characteristics of inflatable membrane structures [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2012. (in Chinese)
- [3] 詹中贤, 朱长春. 影响热塑性聚氨酯弹性体力学性能的因素[J]. 聚氨酯工业, 2005, 20(1): 17-20.
ZHAN Zhongxian, ZHU Changchun. Factors affecting the mechanical properties of thermoplastic polyurethane elastomers [J]. Polyurethane industry, 2005, 20(1): 17-20. (in Chinese)
- [4] 叶正寅, 吕强, 李栋. 充气型无人机的研究与发展[C]//中国航空学会 2006 航空飞行器发展与空气动力学研讨会, 2006.
YE Zhengyin, LYU Qiang, LI Dong. Research and development of inflatable UAVs [C]//Proceedings of Chinese Society of Aeronautics 2006 Aeronautical Vehicle Development and Aerodynamics Symposium, 2006. (in Chinese)
- [5] 李佳, 王昊宇, 房玉军. 柔性充气翼在巡飞弹上的应用[J]. 飞航导弹, 2015(8): 60-64.
LI Jia, WANG Haoyu, FANG Yujun. Application of flexible inflatable wing on the cruise missile [J]. Aerodynamic Missile Journal, 2015(8): 60-64. (in Chinese)
- [6] 杨永强, 马云鹏, 武哲. 基于流固耦合的充气翼内压对翼面变形影响分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(2): 188-192.
YANG Yongqiang, MA Yunpeng, WU Zhe. Analysis of effect of interior pressure to deformation of inflatable wing with fluid-structure interaction analysis method [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(2): 188-192. (in Chinese)
- [7] 张俊韬, 侯中喜, 郭正. 经纬网络充气机翼构形特征与气动性能分析[J]. 国防科技大学学报, 2015, 37(4): 36-44.
ZHANG Juntao, HOU Zhongxi, GUO Zheng. Analysis of configuration characteristics and aerodynamic performance on longitude-latitude network inflatable wings [J]. Journal of

- National University of Defense Technology, 2015, 37(4): 36-44. (in Chinese)
- [8] 王长国, 刘远鹏, 崔宇佳, 等. 逆向迭代的点阵式充气翼保形分析[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2013, 45(9): 31-34.
WANG Changguo, LIU Yuanpeng, CUI Yujia, et al. Inverse iterative three-dimensional initial shape analysis of inflatable wing[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2013, 45(9): 31-34. (in Chinese)
- [9] 王晓朋, 叶正寅, 朱亮亮. 充气式机翼弯矩预测公式的建立与实验验证[J]. 应用力学学报, 2013(5): 731-735.
WANG Xiaopeng, YE Zhengyin, ZHU Liangliang. Moment prediction formula and experimental verification of inflatable wings [J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2013(5): 731-735. (in Chinese)
- [10] 王永超, 董强. 充气式机翼设计分析[J]. 航空科学技术, 2014(2): 28-33.
WANG Yongchao, DONG Qiang. Designing and analysis of inflatable wings [J]. Aviation Science and Technology, 2014(2): 28-33. (in Chinese)
- [11] 王力, 曹红松, 王金虎, 等. 柔性薄膜充气翼动态特性仿真分析[J]. 机电技术, 2015(4): 62-64.
WANG Li, CAO Hongsong, WANG Jinhu, et al. Simulation and analysis of dynamic characteristics of flexible thin film inflatable wing [J]. Electromechanical Technology, 2015(4): 62-64. (in Chinese)
- [12] Brown G, Haggard R, Norton B. Inflatable structures for deployable wings [C]//Proceedings of 16th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, 2001.
- [13] Smith T, McCoy E, Krasinski M, et al. Ballute and parachute decelerators for FASM/quicklook UAV [C]//Proceedings of 17th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, 2003.
- [14] Hauser T, Johansen T, LeBeau R. Computational optimization of a low Reynolds number inflatable airfoil [C]//Proceedings of 20th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, 2011.
- [15] Harris J P, Witmer D B. Variable geometry airfoils using inflatable surfaces [C]//Proceedings of 22nd Aerospace Sciences Meeting, 1984.
- [16] James E M, Joseph W P, Stephen V T. Ground and flight evaluation of a small scale inflatable winged aircraft [C]//Proceedings of 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 2002.
- [17] Wang J J, Li Y C, Choi K S G. Gurney flap—lift enhancement mechanisms and applications [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2008, 44(1): 22-47.
- [18] Block J, Straubel M, Wiedemann M. Ultralight deployable booms for solar sails and other large gossamer structures in space [J]. Acta Astronautica, 2011, 68(7/8): 984-992.
- [19] Anderson E W, Seath D D. Vibration of an inflatable fabric wing model [J]. Journal of Aircraft, 2012, 4(1): 22-27.
- [20] Takahashi D, Lebeau R. Computational investigation of flow over inflatable airfoils at multiple Reynolds numbers [C]//Proceedings of 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2011.