

文章编号: 1000-8055(2010)10-2296-06

充气机翼承载能力和气动特性分析

王 伟, 王 华, 贾清萍

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 应用结构力学和材料力学的相关理论分析了一种充气机翼的承载能力, 基于充气机翼特性和工程要求分析, 确定了充气机翼失效的条件, 建立了充气机翼弯曲变形的力学模型, 并通过试验验证了该模型的合理性; 然后, 利用 FLUENT 6.3 对该种充气机翼翼型进行了气动特性仿真分析, 并与相应的标准翼型进行了对比. 最后, 将三维充气机翼的气动载荷仿真数据导入 Patran, 对充气机翼在飞行状态下的应力和变形进行了有限元分析.

关 键 词: 充气机翼; 失效条件; 弯曲变形; 力学模型; 气动特性

中图分类号: V214.11

文献标识码: A

Analysis on bearing capacity and aerodynamic performance of an inflatable wing

WANG Wei, WANG Hua, JIA Qing-ping

(School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The approaches of mechanics of both materials and structures were applied to analyze the bearing capacity of an inflatable wing. The criterions of failure were established on the basis of engineering requirements and characteristics of inflatable structure. A mechanical model was presented and proved reasonable by a test. Aerodynamic performance simulation analysis was made for the aerodynamic performance of inflatable wing using FLUENT 6.3, and was compared with the ideal airfoil. Then, the simulated aerodynamic load on the inflatable wing in flying was introduced into Patran, and the stress and deformation was analyzed by infinite element method.

Key words: inflatable wing; criterion of failure; bending deformation; mechanical model; aerodynamic characteristics

充气机翼是一种可预先折叠到机身内, 需要时迅速展开成机翼形态, 为飞行器提供升力的拉筋式机翼. 它具有折叠后体积小, 质量轻, 展开迅速, 可反复使用等特点, 特别适用于要求储存到狭小空间里, 使用时迅速转换成飞机形态的飞行器上. 由于军事和行星际探索的需要, 近几年国内外对充气机翼表现出浓厚的兴趣. 但目前国内外对

充气机翼的力学模型和气动特性的研究还较少, 其中, 2001 年, 美国 Vertigo 公司和 NASA (美国航空航天局) Dryden 飞行研究中心合作开展了充气翼梁式充气机翼的研究, 包括机翼的结构设计, 强度和刚度计算, 及机翼的空中展开试验^[1,2]. 2003 年, 美国 Kentucky 大学、ILC Dover 试验室研制了一种拉筋式充气机翼, 并对其进行了强度

收稿日期: 2009 09 16; 修订日期: 2009 12 09

基金项目: 航天基金

作者简介: 王伟(1975-), 女, 河北保定人, 博士生, 主要从事专业研究方向: 飞行器设计.

和刚度理论分析与仿真, 气动特性的风洞试验研究^[3-4], 低空和高空的空中抛撒、展开和飞行试验^[5-6], 接下来还进一步开展了机翼的钢化和形变研究, 并取得了一定成果^[7-11].

本文继续其承载能力和气动特性的研究, 建立了一种拉筋式充气机翼弯曲变形的分析模型并给出了充气机翼的失效条件, 利用 FLUENT 软件对一种自行设计的充气机翼进行了气动分析, 并与标准翼型机翼进行了对比.

1 充气机翼的结构

如图 1, 充气机翼由柔性蒙皮和连接上下柔性蒙皮的柔性拉筋组成. 充气前, 机翼可以象普通布料一样随意折叠, 然后储存到狭小空间中; 充气后, 蒙皮张成翼型轮廓, 为飞行器提供升力. 拉筋上下连接点的位置和本身的长度决定了翼型形状.

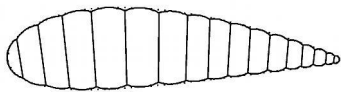


图 1 充气机翼的截面结构

Fig. 1 Inflatable wing cross sections structure

2 充气机翼的承载能力分析

2.1 充气机翼的失效条件分析

首先讨论外载荷为零时, 充气机翼上的应力. 充气机翼中充有高压气体, 内外压差的作用使充气机翼截面上存在预应力, 设充气机翼内外气压差为 $\Delta p = p_e - p_0$, p_e 为机翼内充入的气压值, p_0 为机翼外大气的气压值. 作用在翼稍截面上的总压力为 $\Delta p S$, S 为充气机翼充气后翼稍封闭面的面积, 充气机翼任一横截面上预应力沿蒙皮均匀分布, 设大小为 σ_{pre} .

$$\sigma_{pre} = \frac{\Delta p S}{L t} \tag{1}$$

其中 L 为截面上蒙皮的周长, t 为蒙皮的厚度.

当外载荷不为零时, 充气机翼截面上除了作用有预应力 σ_{pre} 外, 还作用有由外载荷引起的弯曲正应力^[12] (考虑到机翼的受力特性和柔性材料的特点, 为分析方便, 这里只考虑弯曲应力). 此时, 充气机翼截面上的应力是预应力与弯曲应力的叠加, 应力的极值发生在最上面和最下面的顶点处. 为分析方便, 假设充气机翼上的载荷为均布载荷 q .

$$\sigma_{max} = \frac{\Delta p S}{L t} - \frac{q l^2 \gamma_{upmax}}{2 I} \tag{2}$$

$$\sigma_{min} = \frac{\Delta p S}{L t} + \frac{q l^2 \gamma_{downmax}}{2 I} \tag{3}$$

其中 σ_{max} 为充气机翼翼根最上面顶点处的应力, σ_{min} 为充气机翼翼根最下面顶点处的应力, l 为单侧机翼的长度, I 为机翼翼根截面的惯性矩, γ_{upmax} , $\gamma_{downmax}$ 分别为机翼翼根截面上顶点和下顶点到中性轴的距离.

充气机翼的材料是柔性的, 没有抗压能力, 当最上面顶点的应力为负值时, 机翼的上顶面会发生褶皱. 于是褶皱附近的机翼截面形状发生变化, 不能保持原来的翼型. 跟原翼型相比, 升力方向的翼截面厚度变小了, 并且随着褶皱的加深, 厚度会越来越小. 这将导致两个不良后果: 一是充气机翼的气动特性变差; 二是充气机翼的承载能力下降. 当载荷进一步增大, 较小的载荷就会引起较大的弯曲变形, 并且机翼有可能会发生突然翻折. 所以设计充气机翼时, 要保证充气机翼最上面顶点处的应力不小于零; 同时, 根据强度条件^[12], 充气机翼的最下面顶点处的最大正应力值不能大于材料的许用应力 $[\sigma]$. 由以上分析, 可得到充气机翼的两个失效条件

$$\sigma_{max} = \frac{\Delta p S}{L t} - \frac{q l^2 \gamma_{upmax}}{2 I} < 0 \tag{4}$$

$$\sigma_{min} = \frac{\Delta p S}{L t} + \frac{q l^2 \gamma_{downmax}}{2 I} > [\sigma] \tag{5}$$

若已知作用在充气机翼上的外载荷, 根据式 (4), 可以求出充气机翼需要充入的最小气压值

$$p_{emin} = p_0 + \frac{q l^2 \gamma_{upmax} L t}{2 I S} \tag{6}$$

根据式 (5), 可以求出充气机翼允许充入的最大气压值

$$p_{emax} = p_0 + \left[[\sigma] - \frac{q l^2 \gamma_{downmax}}{2 I} \right] \frac{L t}{S} \tag{7}$$

反之, 已知充气机翼中的气压值, 根据式 (4) 和式 (5), 可以分别求出允许作用在充气机翼上的最大外载荷值

$$q_{max1} = \frac{2 I \Delta p S}{L t l^2 \gamma_{upmax}} \tag{8}$$

$$q_{max2} = \left[[\sigma] - \frac{\Delta p S}{L t} \right] \frac{2 I}{l^2 \gamma_{downmax}} \tag{9}$$

比较式 (8) 和式 (9), 取 $\min\{q_{max1}, q_{max2}\}$ 为允许作用在充气机翼上的最大外载荷值 q_{max} .

2.2 充气机翼的弯曲变形分析及试验

根据材料力学的计算方法^[12],可建立充气机翼失效之前单侧充气机翼受载弯曲变形的力学模型,以翼根为原点,沿翼展方向的挠度可表示为

$$y = \frac{-q(l-x)^4 - 4ql^3x + ql^4}{24EI} \tag{10}$$

在翼尖处, $x = l$, 挠度最大

$$y_{\max} = \frac{ql^4}{8EI} \tag{11}$$

对以上所建立的力学模型,用 MATLAB 仿真得到充气机翼内充入不同压力值气体时的载荷与挠度的关系曲线,如图 2 所示.

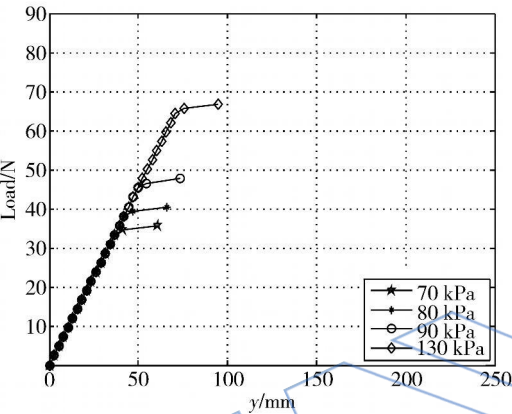


图 2 不同内外气压差值下载荷与挠度的仿真关系曲线
Fig.2 Simulation curve for wing load as a function of wingtip deflection on different pressures

图 2 中纵轴表示对单侧充气机翼所施加的外载荷,横轴是单侧充气机翼翼尖处的挠度,图中各仿真曲线斜率发生突变的点对应上翼面根部发生褶皱的失效点(失效点之后的小段折线只是对充气机翼失效后变形特点的定性描述,没有量的意义).

为验证上述分析的正确性,设计了充气机翼的承载变形试验.将充气机翼固定在支架上,根据试验要求给机翼充入不同气压值的空气,相对每一气压给机翼加载,并记录每一载荷下翼尖相对基准面的尺寸.机翼所受的近似均布载荷由平铺的沙袋模拟.试验系统如图 3 所示,试验中单边翼展长 500 mm,弦长 200 mm.试验结果如图 4 所示.

观察图 4 中载荷与挠度的关系曲线,可发现:在加载的初始阶段,载荷与挠度近似呈线性关系,并且相对于不同的气压值,斜率基本不变;在同一气压值下,载荷增加到一定值时,载荷与挠度的关系曲线不再呈近似线性关系,而是斜率突然增大,



图 3 充气机翼载荷试验
Fig.3 Loading test for the inflatable wing

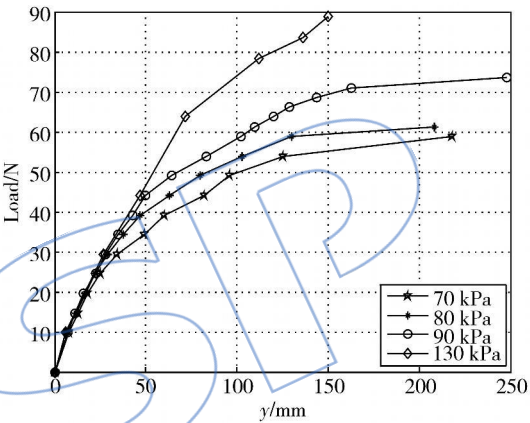


图 4 不同内外气压差值下载荷与挠度的试验关系曲线
Fig.4 Test data curve for wing load as a function of wingtip deflection on different pressures

同时可观察到机翼的下方翼面有褶皱出现,并且斜率发生突然变化的点随着气压值的增大而增大.

比较图 2、图 4,数值仿真所得的曲线与试验所得的曲线大致趋势是一致的.如果把图 4 中曲线上各试验点斜率变化超过 0.20 的点定义为失效点,与图 2 中仿真结果的失效点进行比较,平均误差在 8% 以内.其中在内外气压差值为 70 kPa 时,失效点的误差最大,为 20.4%;在其他内外气压差值时,误差为 3.2% 左右,而且随着机翼内外气压差值的增大,误差呈减小趋势.

通过试验验证,可以认为:本文建立的充气机翼弯曲变形分析模型可以指导充气机翼受载后的变形分析.

本节分析充气机翼应力和变形的基本特性时,为了方便计算和试验,机翼上所加载荷为均布载荷.但在飞行器飞行过程中,充气机翼上的气动载荷是非常复杂的,与普通的标准翼型机翼有很大不同.

3 充气机翼的气动特性分析

3.1 二维充气机翼的气动特性分析

以 NACA4424 翼型为例, 在相同的工况下, 用 FLUENT 软件对表面凹凸不平的充气式机翼翼型以及光滑的标准 NACA4424 翼型进行不同攻角情况下的气动性能仿真.

仿真计算采用二维翼型, 弦长 300 mm, 采用 O 型网格模式对其外部流场进行结构化网格划分, 计算的流场范围为翼型尺寸的 50 倍, 网格数量为 200×120 . 考虑到近壁面特别是附面层内气体的流动情况比较复杂, 变化较大, 网格也由外到内逐渐变密, 附面层内的网格数量在 15 层以上, 以确保有足够的精度来观察附面层内的流动情况. 选用单精度求解器, Spalart-Allmaras (S-A) 湍流模型进行计算; 边界条件采用压力远场条件, 通量的计算方法选用二阶迎风+ Quick 格式.

图 5 中为 $Re=7.157 \times 10^5$ (速度 35 m/s), 迎角为 15° 时, 标准翼型和充气机翼翼型速度流场的对比图, 可见, 充气机翼翼型可将附面层流动分离点向后推移, 并且迎角越大, 效果越明显. 在文

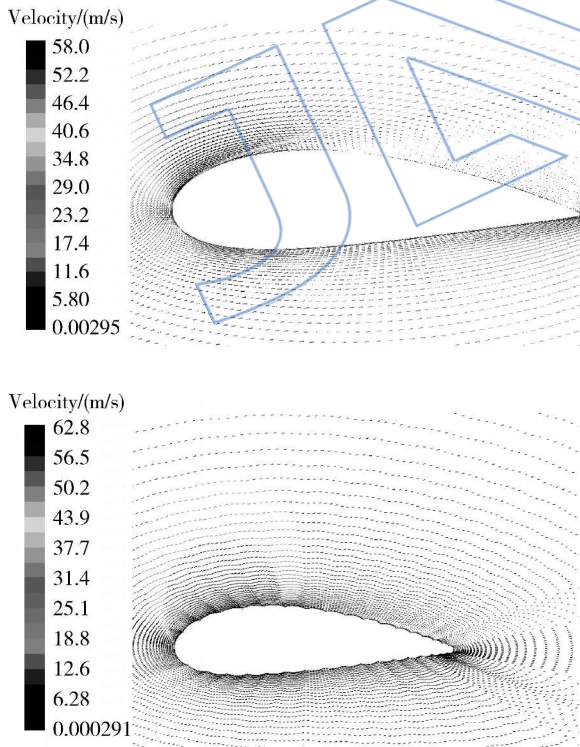


图 5 迎角为 15° 时标准翼型和充气机翼翼型速度流场对比

Fig.5 Flow velocity field separation for the ideal profile with inflatable profile at attack angle of 15°

献[3-4]中, 在 $Re=5 \times 10^4 \sim 10 \times 10^4$ 时利用风洞试验也得到了相似的试验结果. 由于附面层流动分离点后移, 充气机翼翼型的失速迎角远大于标准翼型的失速迎角. 仿真结果显示, 在 35 m/s 的低速情况下, 充气式机翼翼型的失速迎角在 27° 左右, 而标准翼型的失速迎角仅为 16° 左右, 这表明充气机翼能够在更大的迎角范围内稳定飞行.

标准翼型和充气机翼翼型升阻特性的仿真计算结果如图 6 所示, 图中的 4 条曲线分别表示了两种翼型的升力、阻力系数随迎角的变化情况. 可见, 在相同的工况下, 充气式机翼翼型相比于标准翼型升力系数较低, 阻力系数较高. 这是由于翼型的表面凹凸不平, 使得气流在流经充气式机翼翼型上下表面时压力变化的总体水平较流经光滑翼面时更小一些, 这种情况将直接导致充气式机翼翼型的升力系数值要小于相同工况下标准翼型的升力系数值; 同时, 凹凸不平的表面还会使该机翼的翼型阻力明显增大.

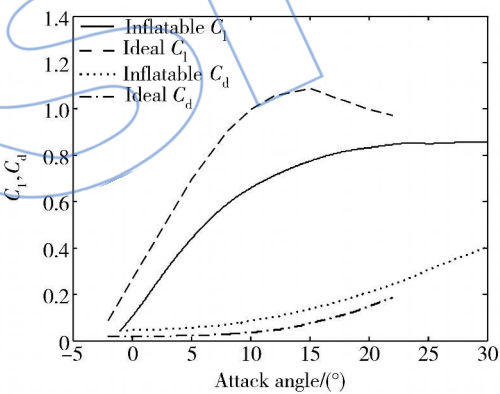


图 6 标准翼型和充气机翼翼型的升阻特性

Fig.6 Lift drag characteristics for the ideal profile and inflatable profile

3.2 三维充气机翼的气动特性分析

仿真计算采用半翼展长为 1000 mm 的三维充气机翼. 在网格划分时, 翼面上的网格数量为 $200 \times 120 \times 15$. 翼剖面上的流场仍采用二维翼型的网格划分方式; 由于翼根部位的气体流动较为平稳, 而翼尖部位的气体流动变化剧烈, 网格从翼根到翼尖逐渐变密. 沿翼展方向除翼尖之外的流场划分又由内至外逐渐变疏, 外部流场的网格共有 12 层, 流场长度为翼展长的 10 倍. 采用单精度求解器, S-A 计算模型. 翼根部位流场与外部的交界面采用对称边界条件, 为了得到机翼各表面的载荷分布情况, 在机翼上下表面和侧面分别采用

壁面边界条件, 流场的其余各外边界面采用压力远场条件. 计算得到不同攻角情况下三维充气机翼的升阻特性.

图 7、图 8 分别是速度为 35 m/s ($Ma=0.1$), 攻角为 10° 时三维充气机翼表面的等压线分布图和速度矢量分布图. 从图中可看出, 充气机翼的各横剖面上的等压线和速度矢量分布趋势是相似的.

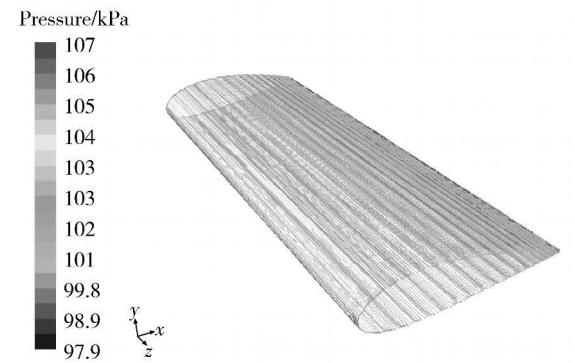


图 7 三维充气机翼表面的等压线分布图
Fig. 7 Isobar distribution on the face of 3-D inflatable wing

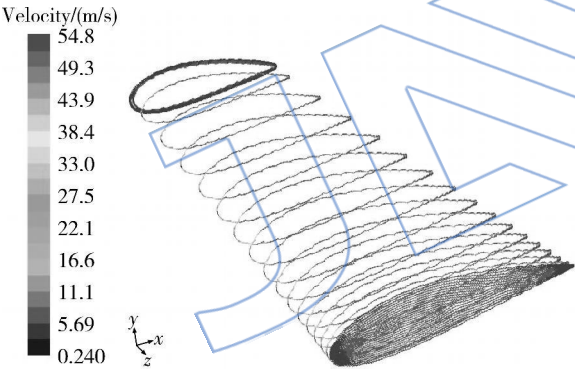


图 8 三维机翼表面的速度矢量分布图
Fig. 8 Velocity vector distribution on the face of 3-D inflatable wing

4 充气机翼在气动载荷下的结构有限元分析

采用 Patran 有限元分析软件对外表面作用有气动载荷的充气机翼进行结构分析.

将充气机翼视作二维的膜结构, 对其各个面进行四边形有限元网格划分, 在机翼的表面形状变化剧烈的地方网格划分相对较密, 全翼的网格数为 6 782. 为了分析方便, 在仿真模型中, 假设机翼的材料为各向同性正交, 等效弹性模量为 150 MPa, 泊松比为 0. 49, 材料厚度为 0. 1 mm, 密度

为 1150kg/m^3 .
将上一节仿真所得到的速度为 35 m/s ($Ma=0.1$), 攻角为 10° 时充气机翼外表面上分布的气动载荷数据导入 Patran 有限元分析软件, 在机翼内部各壁面施加 150 kPa 的大气压作为充气的压强, 取机翼结构的总质量力为空气动力的 2%, 且分布规律与空气动力相同. 对机翼进行静力分析. 得到的结果如图 9 和图 10 所示.

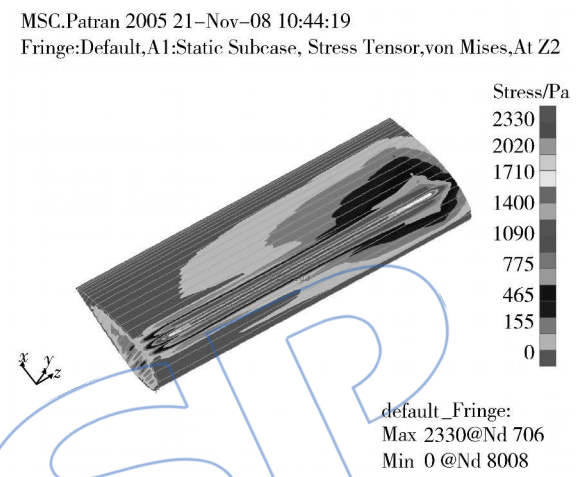


图 9 气动载荷作用下充气机翼的应力分布
Fig. 9 Stress distribution of the inflatable wing under aerodynamic load

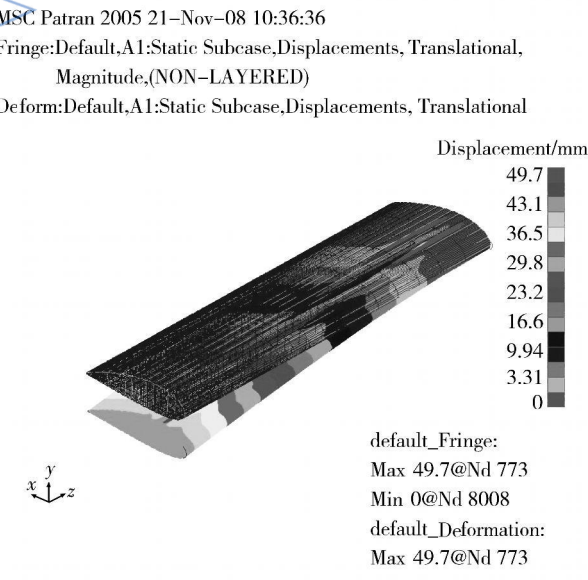


图 10 气动载荷作用下充气机翼的位移变形
Fig. 10 Displacement deformation of the inflatable wing under aerodynamic load

图 9 为飞行速度为 35 m/s, 攻角为 10° 的飞行情况下, 作用在充气机翼上的应力分布示意图; 图 10 为该种情况下充气机翼的位移变形情况示意

图. 从图中可看出, 机翼的局部应力峰值在第五个隔舱(距前缘 85 mm 左右, 大约在 30% 弦长位置)处达到. 机翼的最大挠度也在第五个隔舱处发生, 最大挠度值为 49.7 mm.

5 总 结

外星球探测和军事需求的快速发展, 推动了充气机翼的研究进程. 为了为充气机翼的应用提供理论支持, 本文研究了一种拉筋式充气机翼的承载能力和气动特性, 提出了该种充气机翼的失效条件, 建立了该种充气机翼弯曲变形的力学模型, 并通过试验验证了该模型的合理性; 然后, 应用 FLUENT 软件对该种充气机翼翼型的气动特性进行了仿真分析, 并与相应的理想翼型进行对比, 结果表明这种充气机翼凹凸不平的表面使附面层流动分离点后移, 显著增大了失速迎角, 但同时也降低了升力系数, 增大了阻力系数; 最后将三维充气机翼的气动载荷仿真数据导入 Patran 软件, 对充气机翼在飞行状态下的应力和变形进行有限元分析. 拉筋式充气机翼是一种新型机翼, 还存在许多需要研究和改进的地方, 比如, 该种充气机翼没有副翼, 飞行器的滚转控制需要由其他机构完成, 这也是下一步工作需要改进和考虑的地方.

参考文献:

[1] Brown G, Haggard R, Norton B, et al. Inflatable structures for deployable wings[R]. AIAA- 2001- 2068, 2001.

[2] Murray J, Pahle J, Thornton S, et al. Ground and flight evaluation of a small scale inflatable winged aircraft[R]. AIAA 2002-0820, 2002.

[3] U sui M, Simpson A, Smith S, et al. Development and flight testing of a UAV with inflatable rigidizable wings[R]. AIAA 2004-1373, 2004.

[4] Simpson A, Santhanakrishnan A, Jacob J, et al. Flying on air: UAV flight testing with inflatable wing technology[R]. AIAA 2004-6570, 2004.

[5] U sui M, Jacob J D, Smith S W, et al. Second generation inflatable/ rigidizable wings for low density flight applications[R]. AIAA 2005-1883, 2005.

[6] Simpson A, Rawashdeh O, Jacob J D, et al. Big blue II: Mars aircraft prototype with inflatable rigidizable wings[R]. AIAA 2005-813, 2005.

[7] Cadogan D, Smith T, U helsky F, et al. Morphing inflatable wing development for compact package unmanned aerial vehicles[R]. AIAA 2004-1807, 2004.

[8] Allred R E, Hoyt A E, Harrah L A, et al. Light curing rigidizable inflatable wing[R]. AIAA 2004-1809, 2004.

[9] Allred R E, Hoyt A E, Harrah L A, et al. Light rigidizable inflatable wings for UAVs: resin and manufacturing development[R]. AIAA 2005-1882, 2005.

[10] Simpson A, Coulombe N, Jacob J, et al. Morphing of inflatable wings[R]. AIAA 2005-2110, 2005.

[11] Kearns J D, U sui M, Smith S W, et al. Development of UV-curable inflatable wings for low density flight applications[R]. AIAA 2004-1503, 2004.

[12] 单祖辉. 材料力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1998.

SHAN Zuhui. Material mechanics[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 1998. (in Chinese)