充气式机翼的颤振特性分析

谢长川 王伟建 杨 超

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 充气式机翼的结构刚度由内充气压决定,其颤振特性需要建立静、动力学耦合的分析方法. 机翼结构刚度和固有振动特性需要在静力分析基础上计算,进一步计算非定常气动力,从而采用传统的颤振计算方法分析其颤振特性. 针对某一充气式机翼采用膜单元建立了有限元模型. 在不同内充压条件下,对充气机翼进行了静力分析得到其结构刚度;然后对机翼进行模态计算和颤振分析. 研究表明:各阶模态的频率随内充气压的升高而升高;除典型的弯扭模态外,充气机翼的弦向弯曲模态频率较低;充气机翼的颤振形式除常规的弯扭模态耦合外,弦向弯曲模态同样会发生颤振;机翼的临界颤振速度随内充压的变化近似呈分段线性变化;临界颤振模态及耦合分支在一定气压范围内保持不变.

关 键 词: 充气式机翼; 膜单元; 刚度; 模态分析; 颤振

中图分类号: V 211.47

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2011)07-0833-06

Flutter analysis of inflatable wings

Xie Changchuan Wang Weijian Yang Chao

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

Abstract: The stiffness of inflatable wing is determined by the internal pressure, so the static and dynamic coupling method should be established to solve the flutter problems of such wings. The structural stiffness and the normal modes should be calculated on the base of the static analysis. Then the unsteady aerodynamics can be calculated and the flutter characteristics of the wing can be analyzed using the traditional methods. For an inflated wing, the finite element model was created using membrane elements. The structure stiffness of the wing was derived by the static analysis and the normal modes were calculated. Then the flutter of the wing was analyzed. The results show that, as the internal pressure increases, each mode's natural frequencies increases. Except for the typical bending and torsion modes, the chord-wise bending modes have low frequencies. The chord-warping modes can induce flutter besides the conventional bending-torsion flutter type. The critical flutter speed of the inflatable wing presents nearly linearity with internal pressure increased in specific range and the corresponding flutter modes dose not change as well.

Key words: inflatable wing; membrane element; stiffness; modal analysis; flutter

充气式机翼由于重量轻、折叠体积小、成本低,着陆时抗损毁性强等优点逐渐得到各国研究人员重视,并已成功应用在小型无人飞机上. NASA 研制的 I-2000 充气机翼飞机,已经完成投放试飞[1-2]. 研制当中的前线空中支援弹药(FASM, Forward Air Support Munition)及“快看”(Quick-look)侦察型巡飞弹都采用了充气式机翼,并进行了数次飞行试验[3]. 国内文献[4]提出了充气式机翼的通用设计方法,并设计一个小型充气式机翼,试飞成功.

文献[5]中利用壳单元建立了充气式机翼的有限元模型,在相同内充压和施加相同扭矩条件

收稿日期: 2010-07-08

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(90716006,10902006); 高等学校博士点基金资助项目(20091102110015)

作者简介: 谢长川(1976 -),男,陕西西安人,博士后,xiechangc@163.com.

下,有限元分析得到的机翼扭转角远小于静力试验的扭转角[5],可见利用壳单元建立的机翼有限元模型并不能反映机翼真实的力学特性. 国内文献[6]同样利用壳单元建立了充气式机翼的有限元模型,对其气动特性进行仿真研究得到:“在同样的工作条件下,凹凸不平的二维充气式机翼翼型的升阻比较小但失速迎角远大于标准光滑的二维机翼翼型,并且具有很好的大迎角稳定性”的结论.

目前对于充气式机翼的研究主要集中在翼型的设计及优化、飞行性能测试、气动特性以及静强度分析等领域[7-9]. 至于气动弹性方面,文献[10]中研究了多管式充气翼的静气动弹性发散问题,在忽略机翼蒙皮引起的附加刚度情况下,证明了机翼翼段之间的扭矩与其相对转角的三次微分成比例,据此推导该种机翼的发散方程[7]. 但由于多管式充气式机翼抗弯扭能力较弱,目前应用较少. 对于充气式机翼的颤振特性分析还未见报道.

充气式结构的整体刚度主要由内部充压气体与外部大气的压强差和蒙皮材料性质决定. 文献[11]对充气圆管进行有限元分析和地面振动试验时发现,由于忽略了周围空气及薄膜本身重力的影响,两者的高阶模态偏差明显,有限元计算得到的低阶模态频率高于试验结果. 作为初步的颤振特性分析,本文忽略空气和重力的影响,仅研究充气压力与充气式机翼的结构刚度和颤振特性之间的关系. 本文的工作能够对充气式机翼的静、动强度设计及飞行包线确定提供参考.

1 充气式机翼的理论分析

1.1 带预应力薄膜理论

薄膜是指不能抵抗弯曲与剪切的薄片,它完全依靠张力平衡横向载荷. 假定薄膜由均匀的各向同性材料制成,当充气式机翼内部充入一定压力的气体后,机翼表面薄膜产生张力以承受机翼内外的压强差. 设有一块均匀薄膜,厚度为 h,张在水平边界上. 从膜中取出一个微小单元体 $abcd$(见图 1),它在 xOy 平面的投影是一个矩形,边长分别为 $\mathrm{d}x$ 和 $\mathrm{d}y$,其上作用有均匀压力 p 和薄膜沿 x,y 向张力 T_x,T_y. 薄膜将产生横向位移 z,薄膜平衡方程为

$$T_x \frac{\partial^2 z}{\partial x^2} + T_y \frac{\partial^2 z}{\partial y^2} + p = 0 \tag{1}$$

考虑大位移小应变条件,微元在 x 方向的应变 $\varepsilon(x) = \frac{1}{2}\left(\frac{\partial z}{\partial x}\right)^2$,则 ab 边上单位宽度的拉力为

$$T_x = \sigma \cdot h = Eh\varepsilon(x) = \frac{1}{2}Eh\left(\frac{\partial z}{\partial x}\right)^2 \tag{2}$$

同理,

$$T_y = \frac{1}{2}Eh\left(\frac{\partial z}{\partial y}\right)^2 \tag{3}$$

将式(2)、式(3)代入式(1)中得到静力学平衡方程:

$$EH\left[\left(\frac{\partial z}{\partial x}\right)^2\left(\frac{\partial^2 z}{\partial x^2}\right) + \left(\frac{\partial z}{\partial y}\right)^2\left(\frac{\partial^2 z}{\partial y^2}\right)\right] + 2p = 0 \tag{4}$$

带预应力薄膜自由振动时,取薄膜充压变形后的形状作为参考构型. 设 xOy 平面与薄膜静变形后的平面一致,与 xOy 平面垂直的 z 方向的振动位移 w 为小量,振动引起的张力变化可以忽略[12].

在膜上取微元 $\mathrm{d}x\mathrm{d}y$,薄膜质量面密度为 ρ,$\mathrm{d}x$ 与 $\mathrm{d}y$ 边上单位长度的膜张力分别为 T_x 和 T_y,见图 2. 薄膜横向自由振动的微分方程为

$$\rho \frac{\partial^2 w}{\partial t^2} = T_x \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + T_y \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \tag{5}$$

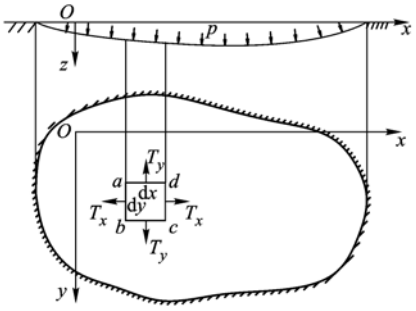


图 1 薄膜在表面压力下弹性变形

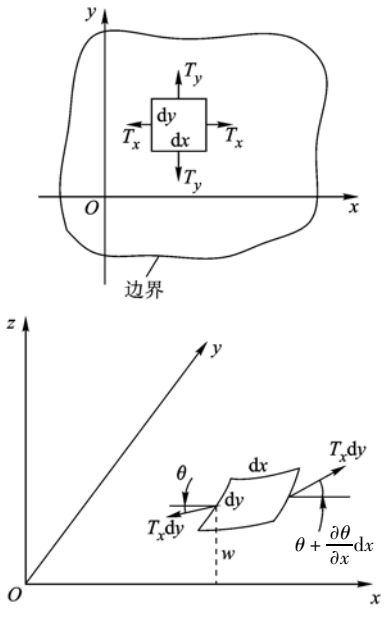


图 2 薄膜的振动

薄膜静、动力学方程的边界条件由具体结构形式确定,对于膜单元只具有线位移约束.

1.2　有限元求解

将薄膜结构进行有限元离散,参考一般非线性有限元理论[13]推导可得

$$(\boldsymbol{K}_{\mathrm{L}}^{n}+\boldsymbol{K}_{\mathrm{N}}^{n})\Delta\boldsymbol{u}=\boldsymbol{R}^{n+1}-\boldsymbol{F}^{n} \tag{6}$$

式中,$\Delta\boldsymbol{u}$ 为单元节点位移矢量;$\boldsymbol{F}^{n}$ 为第 n 步单元应力的节点等效力矢量;$\boldsymbol{R}^{n+1}$ 为第 n 步作用在节点上的外力矢量;$\boldsymbol{K}_{\mathrm{L}}^{n}$ 为线性应变增量刚度矩阵;$\boldsymbol{K}_{\mathrm{N}}^{n}$ 为非线性应变增量刚度矩阵.

结构有限元离散后的振动方程为

$$\boldsymbol{M}\ddot{\boldsymbol{u}}+\boldsymbol{K}_{\mathrm{T}}\boldsymbol{u}=\boldsymbol{0} \tag{7}$$

式中,$\boldsymbol{u}$ 为节点相对平衡位置的位移函数;$\boldsymbol{M}$ 为质量矩阵;$\boldsymbol{K}_{\mathrm{T}}$ 为结构静力平衡状态下的切线刚度矩阵:

$$\boldsymbol{K}_{\mathrm{T}}=\boldsymbol{K}_{\mathrm{TL}}+\boldsymbol{K}_{\mathrm{T}\sigma} \tag{8}$$

式中,$\boldsymbol{K}_{\mathrm{TL}}$为线性刚阵,对膜结构其值为 0. $\boldsymbol{K}_{\mathrm{T}\sigma}$ 为初应力刚阵,也称微分刚度矩阵. 薄膜的刚度矩阵由初应力刚阵决定,它是薄膜应力分布的函数.

在微幅振动情况下,引入谐振荡假设 $\boldsymbol{u}=\boldsymbol{\varphi}\mathrm{e}^{\mathrm{i}\omega t}$,代入式(7)中,有

$$\boldsymbol{K}_{\mathrm{T}}\boldsymbol{\varphi}=\omega^{2}\boldsymbol{M}\boldsymbol{\varphi} \tag{9}$$

问题即转化为结构刚度矩阵 $\boldsymbol{K}_{\mathrm{T}}$ 与质量矩阵 $\boldsymbol{M}$ 的广义特征值问题,其中 $\boldsymbol{\omega}^{2}$ 为特征值(圆频率平方),$\boldsymbol{\varphi}$ 为特征向量(阵型). 式(9)可求解出前 n 个固有频率 $\omega_1,\omega_2,\cdots,\omega_n$. 把任意一个固有频率 ω_i 代入式(9)中,得到与之对应的模态 $\boldsymbol{\varphi}_i$. 节点任意振动的位移可由模态叠加法[14]表示如下:

$$\bar{\boldsymbol{u}}=\sum_{j=1}^{n}q_j\boldsymbol{\varphi}_j \tag{10}$$

式中,q_j 为模态坐标.

充气式机翼在内部充入高压气体后,机翼蒙皮获得张力而使结构具有刚度,根据在充压变形后平衡状态下得到的结构质量矩阵与刚度矩阵对机翼进行模态分析.

1.3　气动弹性方程

机翼的广义化颤振运动方程为

$$\bar{\boldsymbol{M}}\ddot{\boldsymbol{q}}+\bar{\boldsymbol{C}}\dot{\boldsymbol{q}}+\bar{\boldsymbol{K}}\boldsymbol{q}=\frac{1}{2}\rho V^{2}\bar{\boldsymbol{Q}}\boldsymbol{q} \tag{11}$$

式中,$\boldsymbol{q}$ 为充气机翼的模态坐标列阵;$\bar{\boldsymbol{M}}$,$\bar{\boldsymbol{C}}$,$\bar{\boldsymbol{K}}$ 分别为广义质量、广义阻尼和广义刚度矩阵;$\frac{1}{2}\rho V^{2}\bar{\boldsymbol{Q}}\boldsymbol{q}$ 为广义非定常气动力;$\bar{\boldsymbol{Q}}$ 为广义非定常气动力系数矩阵,本文采用偶极子格网法计算[15],它是减缩频率 $k=b\omega/V$ 的复矩阵.

从保守分析考虑,可认为机翼的结构阻尼为 0. 在谐振荡假设下,得到机翼颤振特征方程为

$$\left|\omega^{2}\boldsymbol{M}-\boldsymbol{K}+\frac{1}{2}\rho V^{2}\boldsymbol{Q}\right|=0 \tag{12}$$

求解复矩阵的广义特征值问题,可以得到机翼的颤振速度和颤振频率,通常求解该方程有 V-g 法和 p-k 法等,后者较为常用,可以说明机翼在亚临界自由振动衰减的程度[16].

2　模型描述与分析流程

本算例采用的机翼展长为 1. 032 m,弦长为 0. 250 8 m,展弦比 4,选用 NACA0018 翼型,充气式机翼内部由 13 根拉条维持上下表面的翼型,其具体结构见图 3,机翼根部完全固支. 机翼蒙皮及拉条均采用 Kapton 薄膜材料,弹性模量 E = 2. 56 GPa,密度 $\rho=1\,419\ \mathrm{kg/m^{3}}$,厚度均为 0. 5 mm,泊松比0. 34. 机翼的有限元模型完全采用膜单元建立.

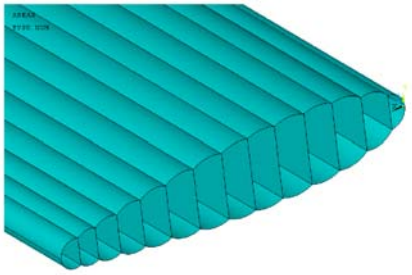


图 3　充气式机翼结构模型

对充气式机翼的计算分析首先要进行内充压的静力学计算,静力平衡后机翼具有一定的刚度,利用结构内充压后生成的质量矩阵和刚度矩阵对机翼进行模态计算,最后进行颤振特性分析. 流程见图 4.

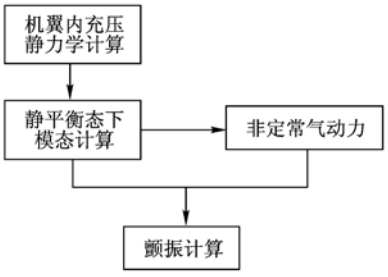


图 4　计算流程

3　计算与分析

对机翼上下蒙皮表面单元施加 40 kPa 沿外法向的面载荷,模拟机翼充气后内外的压强差对蒙皮的作用. 静力分析时,蒙皮上节点的最大位移为 4.03×10^{-2} mm,与翼型厚度相比变化很小,可

见机翼在内部充入气体后仍能维持翼型.

3.1 模态分析

充气式机翼的模态分析属于带预应力模态分析问题. 在静力平衡状态下,对机翼进行模态分析得到前若干阶模态,几阶较典型的振型见图 5,由于机翼弦向没有翼肋等部件,机翼的模态中出现了弦向弯曲模态. 本文仅列出前 10 阶模态的名称及对应频率(见表 1).

表 1 机翼前 10 阶模态频率(40 kPa)

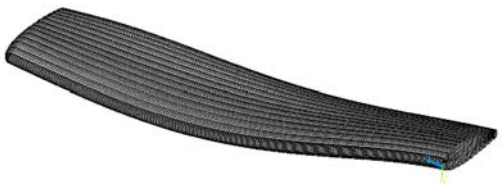
阶数	模态名称	频率/Hz
1	一弯	15.4
2	平动模态	46.4
3	一扭	69.4
4	二弯	77.0
5	二扭	127.2
6	弦向一弯	129.8
7	三弯	171.9
8	弦向二弯	188.6
9	二弯 + 弦向一弯	196.3
10	平动模态	196.7



a 一弯 15.4 Hz



b 一扭 69.4 Hz



c 二弯 77.0 Hz



d 弦向一弯 129.8 Hz

图 5 机翼前几阶较典型的模态

为研究不同充压状态对机翼振动特性的影响,进一步在 30,40,50,60,70,80 kPa 6 种充压条件下对机翼进行模态分析,前 7 阶模态频率随气压的变化如图 6 所示. 从图中可看出,各阶模态的频率随气压增加而增加;弯曲模态的频率随气压增加逐渐变得平缓;弦向弯曲模态的频率随气压增加近似线性增加. 机翼的高阶模态中出现弯扭耦合,甚至弦向弯曲模态与弯扭模态的耦合,振型较为复杂. 随着充气气压的提高,前 20 阶模态中平动模态的数目逐渐减少,20 阶之后的模态以拉条的局部模态居多.

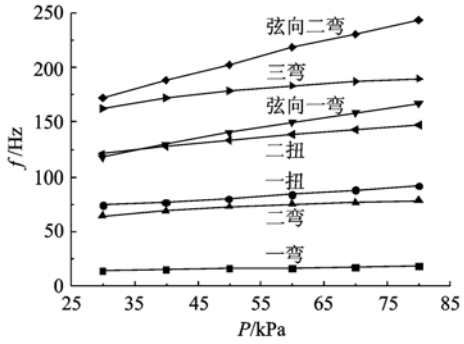


图 6 各阶模态频率随气压的变化

3.2 颤振特性分析

对该机翼在内充压为 40 kPa 情况下进行颤振分析,采用前 20 阶模态进行计算. 由于偶极子格网法采用小扰动假设,机翼的平动模态(面内弯曲)对气动力几乎没有影响,所以在进行颤振分析时不采用平动模态(2,10,11,16,18,20 阶). 机翼的颤振计算结果见表 2,其 *V-g*,*V-f* 曲线见图 7. 计算表明,充气式机翼的颤振模态除常规的一弯、二弯等颤振模态外,弦向弯曲模态同样会发生颤振,并且高阶模态参与程度较为显著.

由分析可知,一弯、二弯等模态与一扭耦合发生颤振,属于弯扭耦合颤振;与三扭耦合的模态较多,有第 5 阶(二扭)、第 7 阶(三弯)、第 8 阶(弦向二弯)、第 9 阶(三弯 + 一扭)、第 15 阶(弦向三弯 + 三弯),这 5 阶模态对三扭的影响都很显著. 弦向一弯的耦合分支为第 3 阶(一扭)、第 4 阶(二弯)、第 8 阶(弦向二弯),一扭与二弯对弦向一弯的影响较大. 弦向二弯的耦合分支为第 1 阶(一弯)、第 3 阶(一扭)、第 6 阶(弦向一弯),其中一扭和弦向一弯对弦向二弯的影响比较大. 并且颤振模态的耦合分支不随内充压的变化而变化.

对机翼在内充压 20,30,35,40,43,50,60,70,80 kPa 9 个状态下进行颤振分析,得到各状态下机翼的最低颤振速度(见图 8).

由图 8 可见,充气气压介于 30 ~ 43 kPa 时,最低颤振速度的变化幅度最大,此时,充气式机翼的最低颤振穿越分支为第 12 阶即三扭,最低颤振速度与充气压力呈近似线性关系;当充气气压介于 50 ~ 80 kPa 时,三扭没有再穿越,只参与了三扭附

近穿越模态的耦合. 此时最低颤振穿越分支为第 3 阶,即二弯. 最低颤振速度也与气压呈近似线性关系;从图中可知三扭和二弯的颤振速度在 43 ~ 50 kPa 之间的某值处存在临界颤振分支的转换. 另外当机翼内充压较小(小于 30 kPa)时,机翼的平动模态、局部模态较多,抗弯扭能力较弱,机翼的颤振速度较低,所以在材料的强度极限内,机翼的内充压越高越好. 当机翼内外压差大于 40 kPa 时,机翼的最低颤振速度超过 100 m/s,已高于充气式机翼飞机通常的设计速度. 当然,此时作用在机翼上的静载荷有可能导致机翼蒙皮发生屈曲等静力学失稳现象.

表 2　颤振计算结果(40 kPa)

阶数	穿越模态	穿越速度/(m·s^{-1})	穿越频率/Hz
1	一弯	149.7	0
3	二弯	136.6	37.6
6	弦向一弯	147.4	88.9
8	弦向二弯	140.6	150
12	三扭	113.4	203.9
19	弦向四弯	132.8	271.2

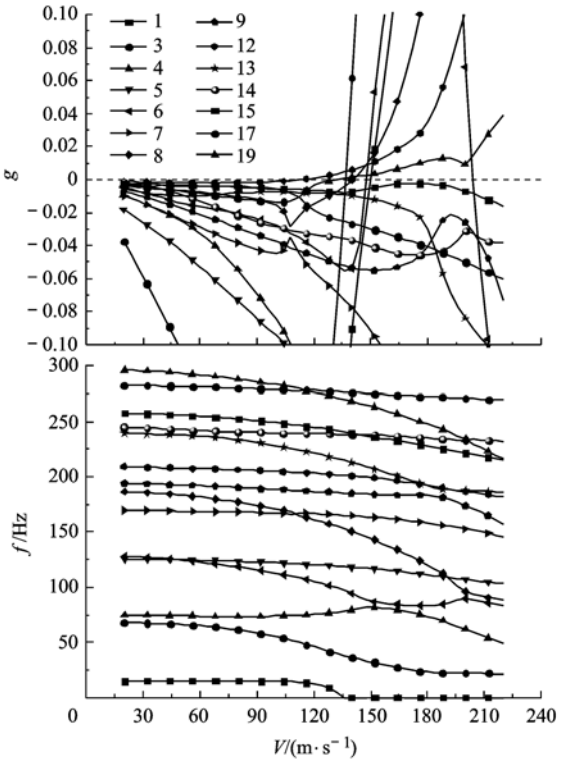


图 7　内外压差 40 kPa 的颤振 *V-g*,*V-f* 曲线

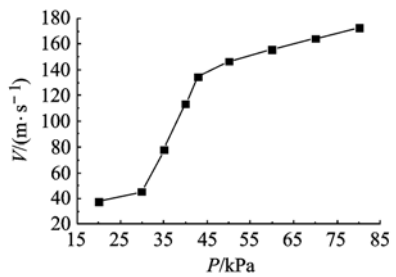


图 8　机翼最低颤振速度随充气压力变化图

4　结　论

本文对不同内充压状态下的充气式机翼进行内充压静力学计算、模态分析和初步的颤振特性分析,计算了各种状态下的最低颤振速度以及相应颤振模态的耦合形式与内充压的关系.

通过对不同内充压状态下的机翼计算表明:①充气式机翼各阶模态的频率随着内气压的提高而提高;②机翼的模态中存在弦向弯曲模态,并且会发生颤振;③机翼的颤振临界速度随内充压变化呈近似分段线性变化,最低颤振速度的穿越模态与其耦合模式在一定气压范围内保持不变.

充气式机翼的气动弹性特性受多种复杂因素影响,如机翼内部结构形式、机翼蒙皮局部褶皱、空气附加质量等因素. 此外机翼的静气动弹性失稳以及大变形几何非线性问题也值得特别关注. 本文进行的初步研究,对充气式机翼的设计具有一定的参考作用.

参考文献(References)

[1] Norris R K, Pulliam W J. Historical perspectiveon inflatable wing structures[R]. AIAA-2009-2145, 2009

[2] Andrew S, Johnathan R, Suzanne S. Aeroelastic deformation and bucking of inflatable wings under dynamic loads[R]. AIAA-2007-2239, 2007

[3] 纪秀玲,何光林. 管式发射巡飞弹的气动特点与设计[J]. 北京理工大学学报,2008,28(11):953 - 956
Ji Xiuling, He Guanglin. Aerodynamic characteristics of guan-launched loitering munitions and Its shape design[J]. Journal of Beijing Institute of Technology, 2008, 28(11): 953 - 956 (in Chinese)

[4] 朱亮亮,叶正寅. 充气式机翼的通用设计方法[J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2009,10(5):17 - 21
Zhu Liangliang, Ye Zhengyin. Research on a universal design method for inflatable wings[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2009, 10(5): 17 - 21 (in Chinese)

[5] Johnathan M R, Suzanne W S. Development of a finite element model of warping inflatable wings[R]. AIAA-2006-1697, 2006

[6] 贾青萍. 充气式机翼结构设计及性能分析[D]. 北京:北京航空航天大学航空科学与工程学院,2006
Jia Qingping. Structure design and performance analysis of inflatable wings[D]. Beijing: School of Aeronautic Scienee and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006

[7] Simpson A, Usui M, Jacob J, et al. Aeromechanics of inflatable airfoils[R]. AIAA-2004-2233, 2004

[8] Simpson A, Smith S W, Jacob J. Aeroelastic behavior of inflatable wings: wind tunnel and flight testing[R]. AIAA-2007-1069, 2007

[9] Gaddam P, Hill J, Jacob J D. Aerostructural interaction and opti-

mization of inflatable wings[R]. AIAA-2010-4610,2010

[10] Peter C. Divergence of inflated wing[J]. J Aircraft,1999,37(1):953 - 956

[11] Leyland G Y, Pai P F. Numerical and experimental dynamic characteristics of thin film membranes[R]. AIAA-2004-1618, 2004

[12] 方同,薛璞. 振动理论及应用[M]. 西安:西北工业大学出版社,1998:251 - 258
Fang Tong, Xue Pu. Vibration theory and applications[M]. Xi'an: Northwest Industrial University Press, 1998: 251 - 258 (in Chinese)

[13] 江见鲸,何放龙,何益斌,等. 有限元法及其应用[M]. 北京:机械工业出版社,2006:142 - 144
Jiang Jianjing, He Fanglong, He Yibing, et al. Finite element method and its application[M]. Beijing: Mechanism Industry Press,2006:142 - 144(in Chinese)

[14] 诸德超,邢誉峰. 工程振动基础[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2004:73 - 76
Zhu Dechao, Xing Yufeng. Foundation of engineering vibration [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press,2004:73 - 76(in Chinese)

[15] 管德. 非定常空气动力计算[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,1991:100 - 141
Guan De. Unsteady aerodynamics compution[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 1991: 100 - 141(in Chinese)

[16] 陈桂彬,邹丛青,杨超. 气动弹性设计基[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2004:64 - 74
Chen Guibin, Zou Congqing, Yang Chao. Elements of aeroelastics[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press,2004:64 - 74(in Chinese)

(编 辑:李 晶)

(上接第 804 页)

[4] Zhang S, Liu Y, Pu J, et al. An enhanced coverage control protocol for wireless sensor networks[C]//Proceedings of the 42nd Hawaii International Conference on System Sciences. [S. l]: IEEE Press,2009:1 - 7

[5] 马震,刘云,沈波. 一种 WSN 的能耗平衡覆盖模型[J]. 电子与信息学报,2008,30(9):2250 - 2253
Ma Zhen, Liu Yun, Shen Bo. An energy balanced coverage model for wireless sensor networks[J]. Journal of Electronics and Information Technology,2008,30(9):2250 - 2253(in Chinese)

[6] 李捷,李致远,王汝传. 基于能量预测的无线传感器网络节点覆盖调度算法[J]. 南京邮电大学学报:自然科学版,2009,29(2):16 - 21
Li Jie, Li Zhiyuan, Wang Ruchuan. A coverage-preserving node scheduling scheme based on energy prediction in wireless sensor networks[J]. Journal of Nanjing University of Posts and Telecommunications: Natural Science,2009,29(2):16 - 21(in Chinese)

[7] Zhang H W. Energy-balance heuristic distributed algorithm for target coverage in wireless sensor networks with adjustable sensing ranges[C]//Asia-Pacific Conference on Information Processing. [S. l]: IEEE Press,2009:452 - 455

[8] Intanagonwiwat C, Govindan R, Estrin D. Directed diffusion : a scalabl and robust communication paradi gm for sensor networks [C]//Proceedings of the 6th Annual International Conference on Mobile Computing and Networking. Boston, MA: [s. n.],2000: 56 - 67

[9] Heinzelman W R, Chandrakasan A, Balakrishnan H. Energy-efficient communication protocol for wireless microsensor networks [C]//Proceedings of the 33rd Hawaii International Conference on System Sciences (HICSS). Washington D C: IEEE Eomputer Socitety,2000:1 - 10

[10] 杨正东,熊庆旭. 综合覆盖调度的无线传感器网络跨层路由研究[C]//北京航空航天大学第四届研究生学术论坛-电子信息分论坛论文集. 北京:北京航空航天大学出版社,2007:237 - 240
Yang Zhengdong, Xiong Qingxu. Cross-layer design of routing and coverage-preserving scheduling in wireless sensor networks [C]//The Paper Collection of Academic Forum for Graduate Student at Beihang University. Beijing: Beihang University Press,2007:237 - 240(in Chinese)

[11] VINT. UCB/LBNL/VINT: network simulator-NS [EB/OL]. University of California, Berkeley. 1989 [2010 - 06 - 15]. http://www-mash. cs. berkeley. edu/ns

(编 辑:李 晶)