

考虑气压效应平流层平台柔性飞艇变形分析方法 与特征研究

高海健 陈务军 付功义 何艳丽

(上海交通大学空间结构研究中心 200030 上海)

摘要: 为研究气压对平流层飞艇变形性能的影响, 基于铁木辛柯梁分析理论, 将低阻尼流线形飞艇假设为分段等截面充气梁, 采用叠加法推导了考虑气压效应的柔性飞艇总体挠度计算式。同时, 将柔性飞艇作为预应力薄膜结构, 应用 ANSYS 软件, 采用小杨氏模量法进行充气预应力找形, 并基于找形结果进行载荷下非线性变形分析。在此基础上计算了飞艇外气囊在不同头部荷载与气压下的总体挠度并比较了两种方法的计算值, 发现两者变化趋势一致。最后, 建立了 25 m 验证飞艇的计算模型, 得到了控制点应力和总体变形; 给出了飞艇下腹线在不同气压下的位形, 将其与测量值进行比较表明: 计算值和测量值基本相等, 误差小于 5%。本文对大型柔性飞艇设计分析具有一定的参考价值。

关键词: 大型柔性飞艇; 铁木辛柯梁理论; 非线性有限元; 充气找形方法; 预应力薄膜结构
中图分类号: V274 **文献标识码:** A

1 引 言

大型柔性飞艇具有长驻空、有效载荷大等优势, 可作为高空平流层平台, 具有广泛的军民应用价值。因此大型柔性飞艇备受关注, 成为各国近空间战略的一部分。

国外航空宇航工业发达, 基础雄厚, 对平流层平台柔性飞艇的研究较深入^[1-2]。德国是传统飞艇研究强国, 1999 年 Kropelin 提出了 HALE 平台研究计划, 建立了较完善的分析理论方法并提出了 Air-Worm 概念^[3-4]。我国于 2000 年启动了研制平流层平台的科研项目, 对平流层柔性飞艇的总体设计、控制、气动外形、能源等陆续开展了研究。文献[5]

对飞艇的控制系统开展了一系列的研究; 文献[6]进行了飞艇气动外形设计的计算分析; 文献[7]~[9]对飞艇的总体及结构进行了初步分析研究; 文献[10]对飞艇气囊压力与蒙皮张力进行了估算。此外, 文献[11]~[12]开展了平流层飞艇总体设计、控制等相关研究。

目前, 对平流层平台柔性飞艇的研究主要集中在气动外形、飞行控制等方面, 对飞艇结构的研究多为应力与强度、结构总体方面, 对变形的研究很少。弹性分析理论可以对柔性飞艇进行应力分析, 但不能考虑气压效应。因此本文基于铁木辛柯梁理论, 推导了考虑气压效应的柔性飞艇总体变形理论计算式; 建立了基于柔性预应力结构充气找形的非线性薄膜有限元数值模拟分析方法。

2 柔性飞艇变形分析方法

飞艇基于浮力平衡原理, 浮力与重力及有效载荷平衡, 且相对于浮心两端力矩平衡, 如图1所示(其中: $2F$ 、 $3F$ 均为端部集中荷载; L 为浮力, 其大小为 $5F$; $2l$ 、 $3l$ 均为端部到浮心的距离)。因此, 假设柔性飞艇为变截面薄膜充气梁, 从而可采用研究薄膜充气梁变形的研究方法研究其变形。基于Euler-Bernoulli梁的工程弹性理论是薄膜充气梁应力与变形分析的有效方法, 但不能考虑气压效应; 基于Timoshenko梁理论, 可考虑囊体整体剪切与气压效应。

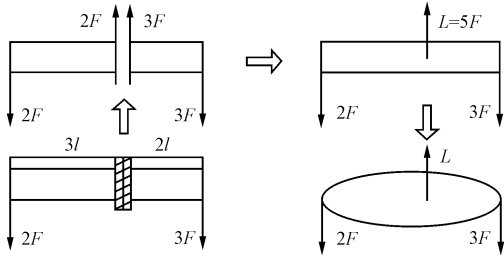


图1 薄膜充气梁与飞艇变形分析模型转换

根据铁木辛柯梁变形分析方法, 可得薄膜充气梁在梁端集中力 F 作用下的转角与挠度方程^[13]

$$\alpha(x) = F \frac{(P - KG^*S^*)(\text{ch}\Omega(l-x) - \text{ch}\Omega l)}{P^2 \text{ch}\Omega l} \quad (1)$$

$$v(x) = F \frac{(K^2G^{*2}S^{*2} - P^2)(\text{sh}\Omega(l-x) - \text{sh}\Omega l)}{KG^*S^*\Omega P^2 \text{ch}\Omega l} + \frac{KG^*S^*}{P^2} Fx \quad (2)$$

其中: v 为挠度; K 为剪切系数; $G^* = Gh$ (G 是剪切模量; h 为膜材厚度); $S^* = S/h$ (S 为截面面积); $P = p\pi R^2$ (p 为气压、 R 为半径); $E^* = Eh$ (E 为弹性模量); $I^* = I/h$ (I 为截面的二次矩); $\Omega = P/\sqrt{KE^*I^*G^*S^*}$ 。由式(1)、式(2)可知: 充气梁转角、挠度随 F 的增大而增大, 随 p 的增大而减小, 考虑了气压对刚度的影响。

同理, 可推导梁端受力矩 Γ 作用下薄膜充气梁转角与挠度方程为

$$\alpha(x) = \frac{\Gamma}{\Omega E^* I^* \text{ch}\Omega l} \text{sh}\Omega x \quad (3)$$

$$v(x) = \frac{(P + KG^*S^*)\Gamma}{P^2 \text{ch}\Omega l} (\text{ch}\Omega x - 1) \quad (4)$$

根据式(2)或式(4)可以直接计算飞艇端部的挠度, 但结果并不精确。为精确计算考虑气压效

应的柔性飞艇挠度, 本文首次将薄膜充气梁铁木辛柯梁分析方法应用于考虑气压效应的飞艇变形计算中: 将飞艇分成若干段, 每一个微元段作为等截面薄膜充气梁; 再将微元段挠度叠加即可得到考虑气压效应的飞艇总体挠度计算式。

如图2所示飞艇挠度分析模型, 在端部集中荷载 F 作用下计算距飞艇浮心距离为 x 的截面挠度。将 x 长度的囊体 n 等分(也可非等分, 采用等分法便于公式表达), 则每一段微元长度为 x/n , 各微元两端的坐标分别是 0 、 x/n 、 $2x/n$ 、 \dots 、 ix/n 、 \dots 、 $(n-1)x/n$ 、 x ; 第 i 段微元端部作用力等于 F ; 弯矩 $M_i^e = F(l - \frac{ix}{n})$ 。假设微元为等截面梁, 则微元在力和弯矩作用下的挠度以及微元端部转角 θ_i 引起的变形 $v_i^{\theta_i} = \theta_i \cdot \frac{(n-i)x}{n}$ 均为构成距飞艇浮心 x 处截面挠度的一部分。

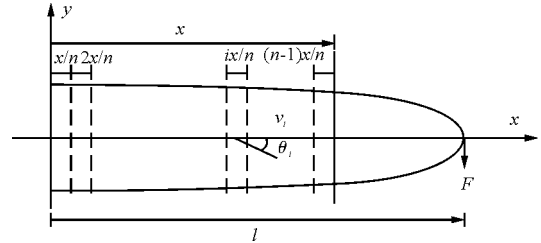


图2 飞艇挠度计算的叠加法分析模型

由式(1)~式(4)可分三部分计算第 i 段微元对 x 处截面挠度的贡献值。

1) 端部作用力引起的挠度为

$$v_i^F(x) = F \frac{(K^2G^{*2}S_i^{*2} - P_i^2)}{KG^*S_i^*\Omega_i P_i^2} \left(-\text{th}\left(\Omega_i \cdot \frac{x}{n}\right) \right) + \frac{KG^*S_i^*}{P_i^2} F \cdot \frac{x}{n}$$

2) 端部弯矩引起的挠度为

$$v_i^{\Gamma}(x) = \frac{F \cdot (l - \frac{ix}{n}) \cdot (P_i + KG^*S_i^*)}{P_i^2 \text{ch}\Omega_i l} \left(\text{ch}\left(\Omega_i \cdot \frac{x}{n}\right) - 1 \right)$$

3) 微元端部转角引起的挠度为

$$v_i^{\theta}(x) = \left[\frac{F \cdot (P_i - KG^*S_i^*)}{P_i^2} \left(\frac{1 - \text{ch}\left(\Omega_i \cdot \frac{x}{n}\right)}{\text{ch}\left(\Omega_i \cdot \frac{x}{n}\right)} \right) + \frac{F \cdot (l - ix/n)}{\Omega_i E^* I_i^*} \cdot \text{th}\left(\Omega_i \cdot \left(\frac{x}{n}\right)\right) \right] \cdot \frac{(n-i)x}{n}$$

将 $v_i^F(x)$ 、 $v_i^{\Gamma}(x)$ 、 $v_i^{\theta}(x)$ 求和, 可得考虑气压效应的飞艇挠度计算式为

$$v(x) = \sum_{i=1}^n \frac{F \cdot (P^2(ix/n) - K^2 G^* S^2(ix/n))}{KG^* S^*(ix/n) \Omega(ix/n) P^2(ix/n)} \cdot \text{th} \left(\Omega(ix/n) \cdot \left(\frac{x}{n} \right) \right) + \sum_{i=1}^n \frac{KG^* S^*(ix/n)}{P^2(ix/n)} \cdot F \cdot \left(\frac{x}{n} \right) + \sum_{i=1}^n \frac{F \cdot (l - ix/n) \cdot (P(ix/n) + KG^* S^*(ix/n))}{P^2(ix/n) \text{ch} \left(\Omega(ix/n) \cdot \left(\frac{x}{n} \right) \right)}$$

$$\left(\text{ch} \left(\Omega(ix/n) \cdot \left(\frac{x}{n} \right) \right) - 1 \right) + \sum_{i=1}^n \left[\frac{F \cdot (P(ix/n) - KG^* S^*(ix/n))}{P^2(ix/n)} \cdot \left(\frac{1 - \text{ch} \left(\Omega(ix/n) \cdot \left(\frac{x}{n} \right) \right)}{\text{ch} \left(\Omega(ix/n) \cdot \left(\frac{x}{n} \right) \right)} \right) + \frac{F \cdot (l - ix/n)}{\Omega(ix/n) E^* I^*(ix/n)} \cdot \text{th} \left(\Omega(ix/n) \cdot \left(\frac{x}{n} \right) \right) \right] \cdot \frac{(n-i)x}{n}$$

(5)

由式 (5) 可知：挠度与荷载 F 呈线性关系；该式能够考虑气压对飞艇挠度的影响，计算精度与 n 的取值大小有关。

化很小。三种理论计算式所得结果随气压和头部荷载的变化基本一致。式 (5) 不仅考虑了气压效应，还考虑了飞艇的截面变化，计算结果更合理。式 (5) 的方法为挠度叠加法，属于线性理论范畴，同样适用于大尺度平流层平台柔性飞艇的变形分析。

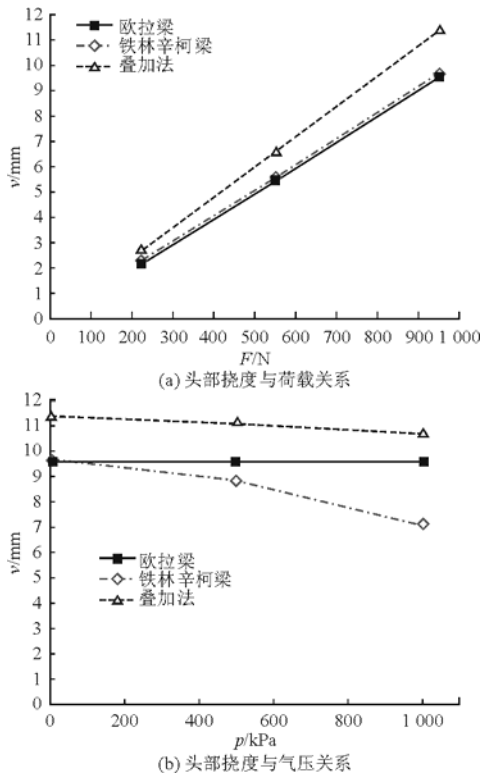


图 3 头部挠度与荷载或气压关系

根据 25 m 验证飞艇外形气动特性优化设计方程^[14]，采用浮空器囊体力学试验^[15]所得的材料参数，弹性模量 $E = 7.0639 \times 10^8 \text{ Pa}$ ；泊松比 $\mu = 0.38$ ；厚度 $t = 0.482 \text{ mm}$ 。分别采用式 (5)、式 (2) 和考虑气压效应的薄膜充气梁工程弹性理论式^[16]可计算柔性飞艇头部总体挠度，得到头部挠度与荷载或气压的关系（如图 3 所示）。图 3(a)表明三式计算得到头部挠度均随荷载的增大而增大。图 3(b)表明：工程弹性理论式不能考虑气压对挠度的影响；式 (5)、式 (2) 可考虑气压效应，气压的增大使挠度降低，但是这种效应在气压改变较大时才比较明显。验证飞艇最小气压设计为 250 Pa，工作气压为 400 Pa，在此量级气压作用下，总体挠度随气压变

3 柔性飞艇总体变形数值分析方法

理论计算式对飞艇总体变形计算比较有效，但无法得到详细的应力和变形分布。有限元法是一种广泛应用于复杂结构计算的方法。在柔性飞艇结构计算时常将囊体模拟为壳单元，气压与外载同时作为荷载进行非线性分析。该方法忽略了气压、外载的区别，不能反映柔性薄膜结构的工作机理。本文基于柔性预应力结构充气找形的非线性薄膜有限元数值模拟分析方法，可考虑充气效应。主要步骤为：①采用小弹性模量法进行找形分析。通常取薄膜材料弹性模量的千分之一，并用降温法模拟膜面预应力。预应力、内压、温度三者间的关系可由 $\sigma = \alpha E \Delta T = pR/2t$ 确定（其中： α 为材料热膨胀系数； ΔT 为降温量）。采用小弹性模量的目的是在找形过程中能够保持恒定的初始应力，并得到初始预应力分布下的几何形状；②还原膜材弹性模量进行非线性平衡迭代；③找形分析结束后施加荷载进行荷载分析。

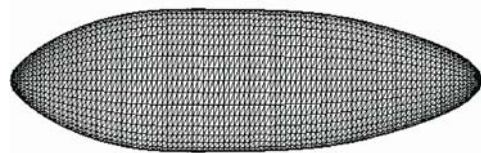


图 4 飞艇的有限元模型

假设囊体材料热膨胀系数 $\alpha = 1 \times 10^{-5}$ ，其余材料参数同理论计算。为考察数值计算方法的有效性，首先不考虑浮力、囊体重力等因素，对纯囊体飞艇总体挠度进行计算。约束条件为：约束浮心处截面所有节点 X 向位移；截面最宽处有两个节点，约束其中一个节点 X、Y、Z 三向位移，约束另外一个节

点 X 、 Y 方向位移。 Z 轴正向垂直于纸面向外, X 轴正向水平向右, 坐标轴符合右手法则。采用通用有限元软件 ANSYS 进行分析, 以 SHELL41 三角形平面应力单元划分网格, 单元属性为只受拉。飞艇囊体有限元模型如图 4 所示。

飞艇头部总体挠度理论值与计算值的比较见表 1。飞艇头部总体挠度对荷载和气压的响应与理论值一致, 但计算值比理论值大约 30%。分析原因可能是数值计算时, 以荷载模拟头锥重量并等效作用于相应节点, 薄膜单元在集中力作用下节点位移较大, 从而导致计算值比理论值偏大。

表 1 飞艇头部总体挠度理论值与计算值比较

分析模型工况	飞艇头部总体挠度/mm		
	式(5)	FEM	差值/(%)
气压 400 Pa, $F=223$ N	2.7	4.0	32.5
气压 400 Pa, $F=550$ N	6.6	9.9	33.3
气压 400 Pa, $F=950$ N	11.4	17.0	32.9
气压 500 Pa, $F=950$ N	11.3	16.7	31.7

4 气压效应对验证飞艇变形影响

图 5(a)为验证飞艇结构总体布置图, 艇蒙皮长 25 m, 艇形为低阻尼流线形, 十字型尾翼。在尾锥、吊舱设推进系统, 双副气囊各 50 m³; 吊舱四顶点与囊体连接, 在囊体上方设置双排抛物线型悬挂屏, 通过十二根悬挂索与吊舱连接点连接。图 5(b)为飞艇照片。

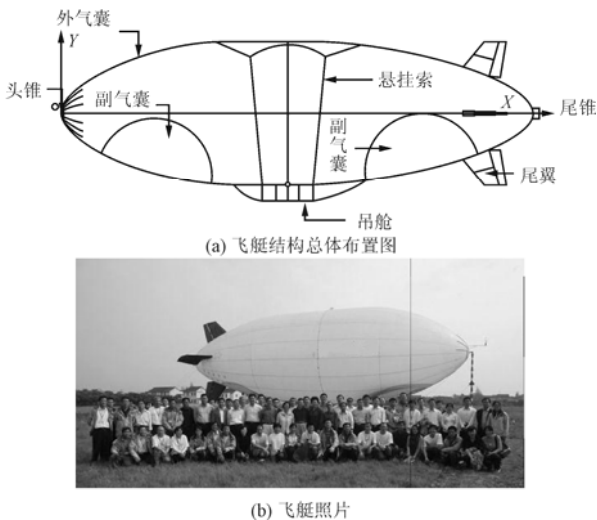


图 5 柔性飞艇照片及其结构总体布置图

飞艇蒙皮采用 Uretek3224 膜材, 密度 $\rho=597.82$ kg/m³, 悬挂索采用 $\varnothing 2.5 \sim 6-1 \times 19-FC-1570$ 钢丝绳(GB/T8918-96), 索弹性模

量 $E=1.65 \times 10^{11}$ Pa, 泊松比 $\mu=0.3$, 密度为 7800 kg/m³。将飞艇头锥(质量为 22.76kg)、尾锥(质量 1.55kg)、副气囊(质量为 27.694kg)、尾翼(质量为 17.4kg)等附属物折算成荷载作用于囊体, 浮力按梯度压力作用于囊体^[9]。采用 SHELL41 膜单元划分网格, 约束四个吊点 X 、 Y 、 Z 三向位移。验证飞艇的有限元模型如图 4 所示。

图 6(a)为飞艇囊体应力云图。应力最大位置在吊舱与囊体连接处, 在局部荷载作用处应力也比较大; 整体上囊体中间部位的应力比飞艇端部大。图 6(b)为飞艇囊体变形图。飞艇头部变形小于尾部, 且飞艇尾部变形最大; 囊体上部悬挂屏附近局部位移较大, 悬挂屏处由于索的作用位移较小。

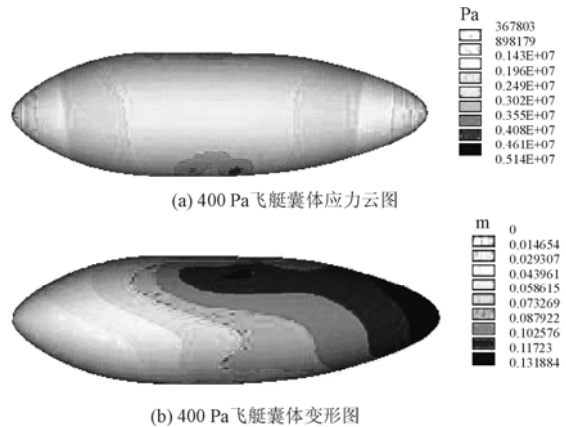


图 6 400Pa 飞艇囊体应力云图与变形图

为进一步分析验证飞艇囊体在压力、浮力、重力及附属物作用下的变形, 提取飞艇计算模型下腹线分别在气压为 200Pa、400 Pa、500 Pa 时的坐标, 得到相应位形, 如图 7 所示。由计算结果可知: 飞艇的水平长度随着气压的增大逐渐减小, 500Pa 气压时较 200Pa 气压时飞艇的水平长度缩短了 50 mm; 飞艇的最大半径随着气压的增大而增大, 500Pa 气压时较 200Pa 气压时飞艇的最大半径增加了 20 mm, 具体数值见表 2。

同时, 本文对验证飞艇在不同气压下的位形进行了简单测量。选取验证飞艇下腹线上头锥顶点、吊舱前点、尾锥顶点等十三个特征点, 在各点位置处悬挂定位垂线, 分别测量了在 200Pa、400Pa、500Pa 气压下特征点的 X 方向坐标及对应飞艇横截面外气囊单片膜材的弧长。通过计算得到三个气压下飞艇下腹线的位形, 如图 8 所示。测量结果表明: 飞艇的水平长度随着气压的增大而减小, 500Pa 气压时较 200Pa 气压时飞艇的水平长度缩短了 70 mm;

飞艇的最大半径随着气压的增大而增大，500Pa 气压时较 200Pa 气压时飞艇的最大半径增加了 55 mm，具体数值见表 2。以上结果符合充气膜结构的力学性能，即随着气压的增大，非等应力曲面逐渐向等应力曲面变化，曲率半径趋于相等。所以飞艇长度方向缩短，半径增大。将飞艇下腹线变形的计算值和测量值进行对比，可以发现两者的变化趋势一致，

且误差小于 5%。这进一步验证了柔性飞艇数值计算方法的有效性。

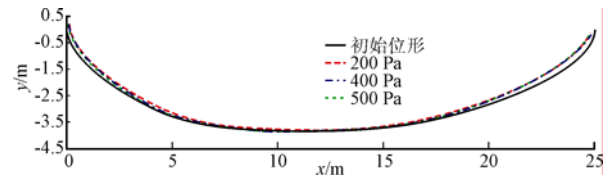


图7 不同气压下飞艇下腹线位形

表2 验证飞艇计算值与测量值比较

项目类别	200 Pa			400 Pa			500 Pa		
	计算值	测量值	误差	计算值	测量值	误差	计算值	测量值	误差
飞艇长度 m	24.949	24.920	0.1%	24.925	24.870	0.2%	24.899	24.850	0.2%
飞艇半径 m	3.832	3.927	2.5%	3.841	3.948	2.8%	3.852	3.982	3.4%

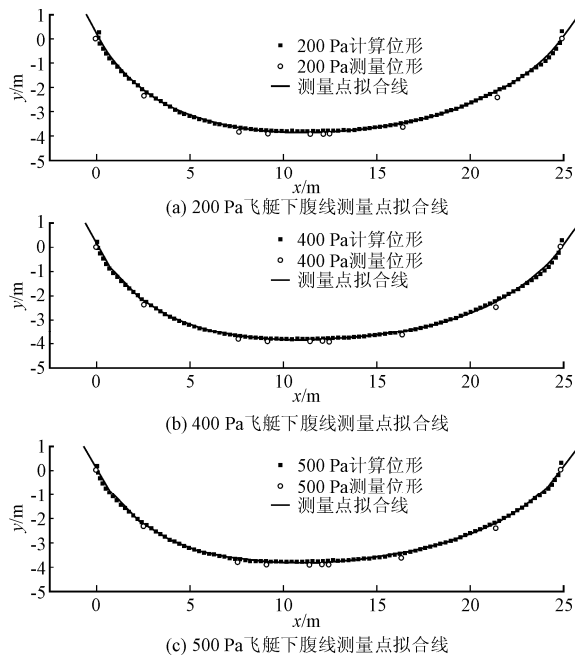


图8 不同气压飞艇下腹线测量点拟合线

5 结论

本文研究分析了不同气压下柔性飞艇的变形，推导了考虑气压效应的变形计算式。采用小弹性模量法对柔性飞艇的受力、变形进行了有限元计算分析，并对理论、计算值以及试验值进行了相互比较验证，为平流层平台柔性飞艇的设计提供依据。对具体方法的精确性分析将在以后工作中进一步讨论。通过研究可以得到以下结论。

1) 柔性飞艇可作为变截面的薄膜充气梁来考虑其变形，首次将铁木辛柯梁分析方法应用于考虑气压

效应的飞艇变形计算中，其计算结果比直接采用铁木辛柯梁理论计算更精确。

2) 将柔性飞艇作为预应力结构体系，可采用非线性薄膜有限元方法先进行充气找形分析，再进行结构分析。计算结果与理论值变化趋势一致，表明该有限元方法可用于柔性飞艇的数值分析。

3) 测量了验证飞艇下腹线特征点的坐标，得到不同气压下下腹线的位形。测量结果与数值计算结果基本一致，误差小于 5%，进一步验证了数值方法的有效性。

参考文献

- [1] Funk P, Lutz T, Wagner S. Experimental investigations on hull-fin interferences of the LOTTE airship[J]. Aerospace Science and Technology, 2003, 7: 603-610.
- [2] Kang W, Suh Y, Woo K, et al. Mechanical property characterization of film-fabric laminate for stratospheric airship envelope[J]. Composite Structures, 2006, 75: 151-155.
- [3] Michael A, Kroplin B H. Recent development on high altitude platforms[C]//Proceedings of the 3rd International Airship Convention and Exhibition. Friedrichshafen, Germany: [s.n.], 2000.
- [4] Kornmann R, Kroplin B H, Epperlein F. Flight tests of a remote controlled model of an LTA vehicle based on a new airship concept, the airworm principle[R]. Stuttgart: Stuttgart University, 2001.
- [5] 欧阳晋, 屈卫东, 席裕庚. 轻于空气的飞艇纵向运动的分析及仿真[J]. 上海交通大学学报, 2003, 37(6): 961-968.
- [6] 王晓亮, 单雪雄. 平流层飞艇空气动力估算[J]. 力学季刊, 2006, 27(2): 295-304.

- [7] 陈务军, 何艳丽, 付功义. 大型飞艇初始形态分析与结构体系研究[J]. 浮空器研究, 2006, 1(1): 41-46.
- [8] 陈务军, 高海健, 任小强, 等. 飞艇设计中比例效应分析研究[C]// 2007 中国浮空器大会. 北京: 中国航空学会, 2007.
- [9] Chen Wujun, Gao Haijian. Aerodynamic performance evaluation procedure for large flexible airship of HALE stratospheric platform conception [C]// Proceedings of the International Symposium on Advances in Mechanics, Materials and Structures. Hangzhou, China: [s.n.], 2008.
- [10] 王文隼, 李勇, 姚伟, 等. 飞艇气囊压力与蒙皮张力的估算[J]. 宇航学报, 2007, 28(5): 1109-1112.
- [11] 王海峰, 宋笔锋, 刘斌, 等. 高空飞艇总体设计方法研究[J]. 西北工业大学学报, 2007, 25(1): 56-60.
- [12] 方存光, 王伟. 自主飞艇俯仰角动力学建模及其尾翼结构参数的确定[J]. 应用力学学报, 2004, 21(2): 161-169.
- [13] Wielgosz C, Thomas J C. An inflatable fabric beam finite element[J]. Communications in Numerical Methods in Engineering, 2003, 19: 307-312.
- [14] 王晓亮. 致远一号飞艇气动分系统技术报告(内部)[R]. 上海: 上海交通大学空天科学技术研究院, 2008.
- [15] 高海健, 陈务军, 付功义. 浮空器囊体膜材力学性能试验研究[J]. 空间结构, 2010, 16(1): 57-64.
- [16] Comer R L, Levy S. Deflections of an inflated circular cylindrical cantilever beam[J]. AIAA Journal, 1963, 1(7): 1652-1655.