径向变体飞艇总体参数估算方法

肖治垣 郦正能

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 为突破临近空间可操纵浮空器的关键技术难点,使可操纵浮空器往返地面至临近空间成为可能,提出了一种径向变体飞艇的总体参数估算方法,该方法基于阿基米德浮力定律和李式变体飞艇原理(Li-Style Transformable Airship Theory),通过艇体结构的径向变形来实现艇体截面积的自适与可控变化,控制飞艇容积变化以改变净升力大小,并使飞艇在容积变化中始终保持可操纵的气动外形,从而实现飞艇的升、降与驻空和飞行等控制. 通过设计变形方案估算内气囊与外气囊尺寸,分析力学平衡与能源平衡估算飞艇长度. 在拟定设计参数的基础上,给出了一种太阳能径向变体飞艇的总体设计方案,并通过设计实例验证了此方法的可行性与实用性.

关 键 词: 临近空间; 飞艇; 径向变体; 参数估算

中图分类号: V 274

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2012)05-0688-04

Parameters estimation method of radial transformable airship

Xiao Zhiyuan Li Zhengneng

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

Abstract: To break the crucial technical difficulties of controllable aerostat in near space, and make it possible of controlling aerostat going and returning between ground and near space, the conception of solar powered radial transformable airship was raised, and it's parameters estimation method was given. The method was based on Archimedes theory and Li-style transformable airship theory. The self-adapting and controllable-transformation of sectional area was actualized by radial transformation of structure, net lift was changed by controlling the volume of airship. Controllable aerodynamic configuration was consistently kept through the change of volume ,thereby the controls for ascending, descending and staying of airship were actualized. Size of inside ballonet and outside ballonet were accounted by designing transformation project, length of airship was accounted by analyzing dynamics balance and energy balance. Based on study out design parameter, an overall design project for solar powered radial transformable airship was given, feasibility and practicality of the method was validated by example.

Key words: near space; airship; radial transformation; parameters estimation

临近空间指传统空域与太空之间 20 ~ 100 km 高度具有很高战略价值的空域,临近空间飞行器已成为新概念飞行器研究的热点,其中临近空间飞艇更是工业发达国家竞相研制的目标.

常规飞艇通过调节副气囊中的空气量或增减艇载的配重等措施来改变自身的重量以改变净升力,实现对飞艇起降、航高、载荷等的控制. 这种方法对于在对流层以下高度运动的飞艇是可行的,但对于拟在临近空间高度运动的飞艇来说,则有极大困难. 其中,如何既能够保持飞艇艇囊形状以维持其可操纵性,又能有效获得返回地面所需的持续下沉力,是关键难点之一. 此外,运动高度到

收稿日期: 2012-03-07; **网络出版时间**: 2012-05-22 15:47

网络出版地址: www. cnki. net/kcms/detail/11. 2625. V. 20120522. 1547. 004. html

作者简介: 肖治垣(1966 -),男,河北饶阳人,博士生,robertxiao@ cannews. com. cn.

达临近空间的常规飞艇,对相关工程材料、动力等都有极高的要求,在现阶段科技条件下难以实现.因此,尽管人类研制临近空间飞艇已有近半个世纪的历史,但至今仍然没有能够可操纵往返地面至临近空间区域、并且能够在该区域相对持久稳定飞行的飞艇问世.

为解决上述难题,国内外对常规飞艇都持续进行了诸多探索研究[1-3].而本文则从关键的飞艇净升力控制难点入手,提出了一种临近空间太阳能径向变体飞艇总体参数估算方法.

1　变体飞艇基本原理

本文提出的变体飞艇基于阿基米德原理,当飞艇在高度 $H=0$ 可保持平衡时,可得

$$m_{\mathrm{TO}} + m_{\mathrm{He}} = V_0\rho_0 \tag{1}$$

$$m_{\mathrm{He}} = \rho_{\mathrm{He0}}V_0 \tag{2}$$

式中,m_{TO}为飞艇艇体的质量;m_{He}为艇体内氦气的质量;ρ_{He0}为海拔高度艇内氦气的密度;$\rho_0 = 1.225\ \mathrm{kg/m^3}$,为海拔高度大气密度;$V_0$ 为此时飞艇的体积.

当飞艇在控制系统的作用下发生变形,体积变大,浮力增加,到达设计高度(20 km)时可保持平衡,假设在此过程中飞艇质量不变,氦气没有泄露,有

$$m_{\mathrm{TO}} + m_{\mathrm{He}} = V_{20}\rho_{20} \tag{3}$$

$$m_{\mathrm{He}} = \rho_{\mathrm{He20}}V_{20} \tag{4}$$

式中,V_{20}为设计高度飞艇体积;ρ_{20}为设计高度大气密度,取 $0.088\,035\,3\ \mathrm{kg/m^3}$;$\rho_{\mathrm{He20}}$为设计高度艇内氦气密度.

由式(1)、式(3)可得

$$V_0\rho_0 = V_{20}\rho_{20} \tag{5}$$

因此,飞艇体积变化率表示为

$$K_V = \frac{V_{20}}{V_0} = \frac{\rho_0}{\rho_{20}} = 13.92 \tag{6}$$

2　变体飞艇总体参数估算方法

2.1　变形方案

从图 1a 到图 1d 表示飞艇横截面从小变大过程,即高度从 0 上升到 20 km. 内圆半径为 r,外圆半径为 R,杆 0-3,0-7,0-11,0-15 为主伸缩杆,杆 0-1,0-5,0-9,0-13 为辅伸缩杆,且内气囊不发生变形.

图 1a 状态($H=0$)的横截面积为

$$S_{\mathrm{a}} = 8S_0 = 8(2S_1 + S_2) \tag{7}$$

式中,S_1 为外圆 1/16 弧长对应的弓形面积;S_2 为三角形 0-3-4 的面积. 设杆 0-4 长度为 x,则

$$S_1 = \frac{\pi}{16}R^2 - \frac{1}{2}\sin\frac{\pi}{8}R^2 \approx 0.0049R^2 \tag{8}$$

$$S_2 = \frac{1}{2}rx\sin\frac{\pi}{4} \tag{9}$$

图 1d 状态($H=20$ km)的横截面积为

$$S_{\mathrm{e}} = \pi R^2 \tag{10}$$

当飞艇的长径比较大时,体积变化率近似为横截面积变化率,可得

$$K_V = \frac{V_{20}}{V_0} \approx \frac{S_{\mathrm{e}}}{S_{\mathrm{a}}} \tag{11}$$

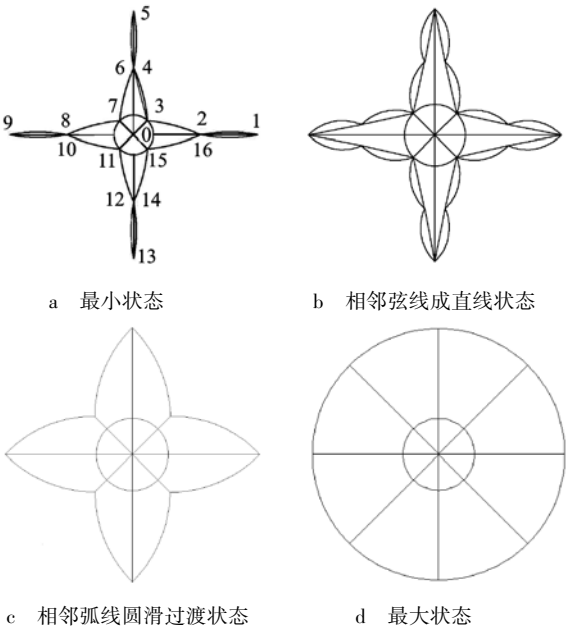
于是可求得

$$S_2 = \frac{1}{2}rx\sin\frac{\pi}{4} = 0.0184R^2 \tag{12}$$

在三角形 0-3-4 中,由余弦定理可得

$$x^2 + r^2 - 2xr\cos\frac{\pi}{4} = \left(2R\sin\frac{\pi}{16}\right)^2 \tag{13}$$

联合式(12)、式(13)可得 $r=0.11R$,即主伸缩杆的最小长度;杆 0-5 长度为 $0.85R$,即辅伸缩杆的最小长度.



a　最小状态　　b　相邻弦线成直线状态

c　相邻弧线圆滑过渡状态　　d　最大状态

图 1　径向变体过程

2.2　总体设计方案

依据变形方案,本文给出了变体飞艇的总体设计方案:飞艇主要由艇身、尾翼、设备舱、起落架、推进系统、能源系统等组成;飞艇在水平方向的推力由艇身下方两个主推进器提供,而下垂尾内的推进器用于改变飞艇的航向和控制俯仰姿态;艇体表面布满柔性太阳能电池薄膜,载有燃料电池,可将白天剩余的电量储存起来用于夜间飞行;设备舱内装有任务载荷和飞艇控制系统,包括数据接收与发射装置、计算机处理器等设备,艇体

还装有高度传感器、内压传感器、外压传感器[4-5]. 如图 2 所示,给出了飞艇最小状态与最大状态的三维图.

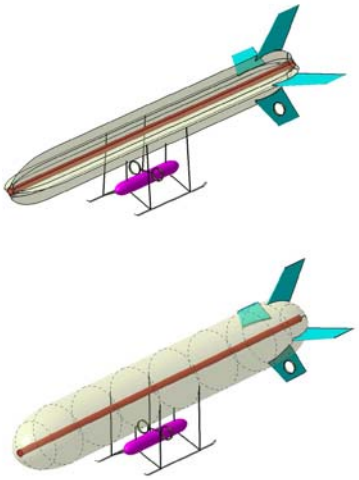


图 2 飞艇最小与最大状态

2.3 估算方法

飞艇若能在 20 km 的高度持久稳定飞行,需要在力学上保持浮力与重力的平衡,推力与阻力的平衡[6-7],在能源上保持需用功率与可用功率的平衡[8-10],这 3 种平衡可转化为浮力与重力的平衡.

假定飞艇的直径为 $2R$,艇身前段半椭球的长轴半径为 L_1,短轴为 R,后段半椭球长轴为 L_3,短轴为 R. 在拟定飞艇直径不变的情况下,可得出满足平衡条件对应的飞艇直径,图 3 为求解流程.

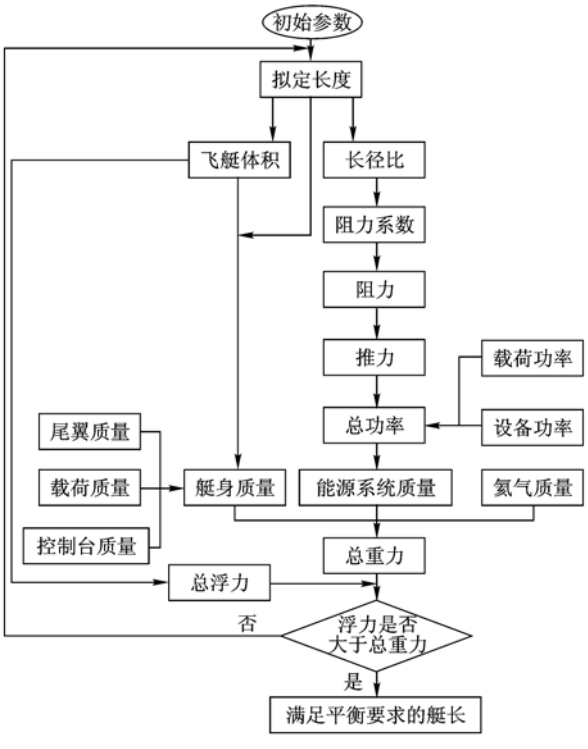


图 3 估算飞艇长度的流程

飞艇质量可表示为

$$m_{TO} = m_1 + m_2 + m_3 + m_4 + m_{He} \tag{14}$$

式中,等号右边各项分别为飞艇结构、任务载荷(给定)、控制台(给定)、能源与动力系统、氦气的质量. 其中飞艇结构质量 m_1 表示为

$$m_1 = m_{ts} + m_{wy} \tag{15}$$

$$m_{ts} = 1.14(1 + 0.4P_t) \cdot L^{1.14} \cdot (V_{20}\rho_{20})^{0.25} \tag{16}$$

$$m_{wy} = \xi \cdot S_{wy} \tag{17}$$

$$P_t = (P_{He20} - P_{20}) \times 10^{-5} = \left(\frac{P_{He0}}{K_V} - P_{20}\right) \times 10^{-5} \tag{18}$$

式中,m_{ts} 为艇身的质量;m_{wy} 为尾翼的质量;P_t 为艇身压力;ξ 为尾翼质量密度;S_{wy} 为尾翼面积.

能源与动力系统的质量表示为

$$m_4 = m_b + m_{dc} + m_{tu} \tag{19}$$

$$\left.\begin{aligned} m_b &= P_\Sigma \frac{24}{h}/\phi_1 \\ m_{dc} &= P_\Sigma \frac{24}{24-h}/\phi_2 \\ m_{tu} &= \frac{1}{2}\rho_0 V^2 C_D A/\phi_3 \end{aligned}\right\} \tag{20}$$

$$P_\Sigma = \frac{1}{2}\rho_0 V^2 C_D A + P_0 \tag{21}$$

式中,m_b,m_{dc},m_{tu} 分别为电池板、蓄电池、推进系统的质量;$h = 9.2$,为北京地区全天平均日照时间;$A = V_{20}^{2/3}$,为特征面积;ϕ_1,ϕ_2,ϕ_3 分别为太阳能电池质量功率比、燃料电池能量质量比、电机功率质量比;P_Σ,P_0 分别为总需用功率与载荷功率.

考虑到尾翼等附件结构,飞艇阻力系数可为

$$C_D = C_{DVe}/k_D \tag{22}$$

式中,k_D 平均值可取 0.524 3(对平流层飞艇有较大设计余量)[3]. 其中,艇身阻力系数的估算公式表示为[11]

$$C_{DVe} = 0.231\,75 - 0.157\,57f + 0.047\,44f^2 - 7.041\,2 \times 10^{-3}f^3 + 5.153\,4 \times 10^{-4}f^4 - 1.483\,5 \times 10^{-5}f^5 \tag{23}$$

3 算例与验证

根据总体设计方法,拟定太阳能径向变体飞艇的设计参数,如表 1 所示.

经过计算可得到飞艇长度 L 与直径 R 之间的关系,如图 4 所示.

由图 4 可知,当飞艇直径由 50 m 减小到 36 m 时,长径比从 2 增加到 7.08,估算流程不收敛;而当直径小于 36 m 时,估算流程收敛. 一般情况下,

长径比越大,飞艇阻力越小,因此本次设计方案选取飞艇的直径为 36 m,艇长为 255 m. 于是得到飞艇的基本参数,如表 2 所示.

表 1　飞艇设计参数

参数	数值	参数	数值
巡航速度/(m·s^{-1})	40	巡航高度/km	20
控制设备/kg	173	任务载荷/kg	1 200
设备功率/kW	10	蒙皮质量密度/(kg·m^{-2})	0.4
设计点	北纬 40° 冬至	电机功率质量比/(kW·kg^{-1})	0.8
燃料电池能量质量比/(kW·h·kg^{-1})	900	太阳能电池质量功率比/(kW·kg^{-1})	0.6

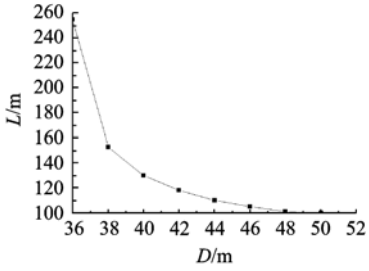


图 4　飞艇长度随直径的变化

表 2　主要参数估算结果

参数	数值	参数	数值
艇身质量/kg	7 574.39	尾翼质量/kg	640.0
推进器质量/kg	415.08	蓄电池质量/kg	2 218.78
电池板质量/kg	1 487.22	氦气质量/kg	3 426.86
总质量/kg	20 699.5	飞艇总长度/m	255
飞艇直径/m	36	内囊直径/m	3.96
总推力/N	8 301.54	阻力系数	0.050 534 5

在整个估算流程中,借助现代化计算手段需要验证的参数很多,大量研究表明,阻力特性设计的好坏将直接影响飞艇方案设计的成败[1],全艇阻力系数的估算是最为重要的一个因素. 为此,本文选择用全艇阻力系数来验证总体方案的初步设计. 在建立三维可压雷诺平均 N-S(Navier-Stokes)方程和 S-A(Spalart-Allmaras)湍流模型输运方程的基础上生成计算分析网格(见图 5),开展 CFD(Computational Fiuid Dynamics)计算.

由图 6 可知,飞艇在 0°迎角下的阻力系数为 0.044 368,而估算结果为 0.05,与估算值的误差为 11.2%;而在 7°迎角下,阻力系数为0.050 267,与估算值的误差为 0.5%. 由此说明本文给出的总体参数估算方法可信性较好.

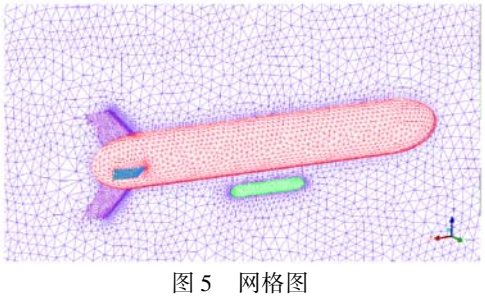


图 5　网格图

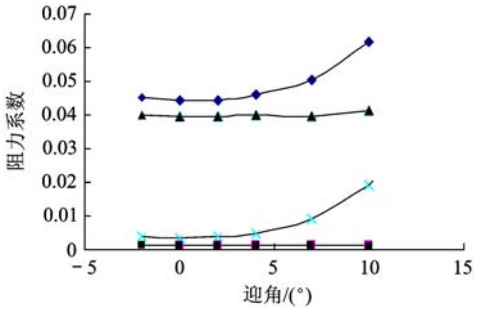


图 6　不同迎角下的阻力系数

4　结　论

本文给出了一种临近空间径向变体飞艇的总体参数估算方法. 该方法从艇体构造入手,利用艇体径向结构的变化,改变飞艇的体积,增减飞艇所受的浮力,从而实现飞艇在垂直方向上的运动;利用螺旋桨推进器提供飞艇的动力,并控制俯仰和航向;利用太阳能电池与蓄电池的联合工作保证飞艇具有足够的能源. 该方法原理简单,工程应用价值较高.

太阳能径向变体飞艇还需要在重量、材料、飞行稳定性、操纵性等方面进一步开展工作[11],直至得出详细设计方案,应用于工程.

参考文献(References)

[1] 王刚林,罗明强,武哲. 单项技术指标对临近空间浮空器总体尺度的影响[J]. 航空学报,2008,29(1):66 - 69
Wang Ganglin, Luo Mingqiang, Wu Zhe. Size of high altitude long endurance airship affected by various technology guidelines [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2008,29(1):66 - 69(in Chinese)

[2] 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
Wang Haifeng, Song Bifeng, Liu Bin, et al. Exploring configuration design of high altitude airship[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University,2007,25(1):56 - 60(in Chinese)

[3] 姚伟,李勇,王文隽,等. 平流层飞艇优化方法和设计参数敏感性分析[J]. 宇航学报,2007,28(6):1524 - 1528
Yao Wei, Li Yong, Wang Wenjun, et al. Stratospheric airship optimization method and design parameters sensitivity analysis[J]. Journal of Astronautics,2007,28(6):1524 - 1528(in Chinese)

[4] Li H Y. Transformable airship: US, US Patent 7261255[P]. 2007-08-28

[5] 李晓阳. 变体飞艇创新技术及其科学意义[J]. 前沿科学,2008,2(6):53 - 62
Li Xiaoyang. The innovatory technology of transformable airship and its scientific significance[J]. Frontier Science,2008,2(6):53 - 62(in Chinese)

(下转第 696 页)

有效地提高抗扰能力和稳态精度. 所提出的复合控制策略在结构上较基于精确线性化的方案更为简单,且较易于实现.

参考文献(References)

[1] 王岩. 变量泵控制变量马达系统变结构控制算法[J]. 北京航空航天大学学报,2010,36(12):1453 - 1456
Wang Yan. Variable structure control for variable pump controlling variable motor[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2010,36(12):1453 - 1456(in Chinese)

[2] 白国长,祁晓野,王占林. 具有相乘非线性的马达速度鲁棒控制[J]. 北京航空航天大学学报,2008,34(7):803 - 806
Bai Guochang, Qi Xiaoye, Wang Zhanlin. Motor speed robust control with multiplying nonlinear property[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2008,34(7):803 - 806(in Chinese)

[3] 郎燕,李运华. 电液复合调节作动器的精确线性化建模与控制[J]. 北京航空航天大学学报,2009,35(9):1062 - 1066
Lang Yan, Li Yunhua. Exact linearization based modeling and control for electro-hydraulic compound regulating integrated actuator[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2009,35(9):1062 - 1066(in Chinese)

[4] 王岩,付永领,牛建军. 变量泵-变量马达自适应控制算法研究[J]. 中国机械工程,2009,20(10):1173 - 1179
Wang Yan, Fu Yongling, Niu Jianjun. Adaptive control algorithm for variable pump variable motor system[J]. China Mechanical Engineering,2009,20(10):1173 - 1179(in Chinese)

[5] 马鹏飞. 全液压推土机液压行驶驱动系统动力学研究[D]. 西安:长安大学工程机械学院,2006
Ma Pengfei. Study on hydraulic bulldozers moving hydraulic driving system dynamics[D]. Xi'an:School of Construction Machinery, Chang'an University,2006(in Chinese)

[6] Kempf C J, Kobayashi S. Disturbance observer and feedforward design for a high-speed direct-drive positioning table[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology,1999,7(5):513 - 526

[7] White M T, Tomizuka M, Smith C. Improved track following in magnetic disk drives using a disturbance observer[J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics,2000,5(1):3 - 11

[8] Shim H, Jo N H, Son Y. A new disturbance observer for non-minimum phase linear systems[C]//Proceedings of the 2008 American Control Conference. Washington:IEEE,2008:3385 - 3389

[9] Chang J L. Applying discrete-time proportional integral observers for state and disturbance estimations[J]. IEEE Transactions on Automatic Control,2006,51(5):814 - 818

[10] Kobayashi K, Cheok K C, Watanabe K. Estimation of absolute vehicle speed using fuzzy logic rule-based Kalman filter[C]// Proceedings of the 1995 American Control Conference. Evanston:The American Automatic Control Council,1995:3086 - 3090

[11] Cuibus M, Bostan V, Ambrosii S, et al. Luenberger, Kalman and neural network observers for sensorless induction motor control [C]// Proceedings of the Third International Power Electronics and Motion Control Conference. Beijing:International Academic Publishers,2000:1256 - 1261

(编 辑:刘登敏)

(上接第 691 页)

[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
Wang Xiaoliang, Shan Xuexiong. Aerodynamic estimation for stratosphere airship[J]. Chinese Quarterly of Mechanics,2006,27(2):295 - 304(in Chinese)

[7] 王伟志,刘学强. 平流层飞艇外形气动特性分析[J]. 航天返回与控制,2007,28(3):55 - 61
Wang Weizhi, Liu Xueqiang. Aerodynamic characteristics analyses of stratospheric airship[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing,2007,28(3):55 - 61(in Chinese)

[8] 刘大海,阎健,张健勇,等. 平流层飞艇的能源技术和平衡分析[J]. 航天返回与遥感,2006,27(2):6 - 13
Liu Dahai, Yan Jian, Zhang Jianyong, et al. Power technology and energy balance analysis of the stratosphere airship [J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing,2006,27(2):6 - 13(in Chinese)

[9] 施红,宋保银,姚秋萍. 平流层飞艇太阳能源系统研究[J]. 中国空间科学技术,2009(2):26 - 31
Shi Hong, Song Baoyin, Yao Qiuping. Study of the solar power system of stratospheric airships[J]. Chinese Space Science and Technology,2009(2):26 - 31(in Chinese)

[10] 王海峰,宋笔锋,苏建民,等. 高空飞艇薄膜太阳能电池内辐射量计算研究[J]. 太阳能学报,2006,27(8):819 - 823
Wang Haifeng, Song Bifeng, Su Jianmin, et al. Computation reseach on the solar radiation on the thin film solar cell for high altitude airships[J]. Acta Energiae Solaris Sinica, 2006, 27(8):819 - 823(in Chinese)

[11] Jones S P, DeLaurier J D. Aerodynamic estimation techniques for aerostats and airships[R]. AIAA 81-1339,1981

[12] 施红,宋保银,周雷,等. 平流层飞艇的控制模式对其定点特性的研究[J]. 航空学报,2009,30(5):800 - 805
Shi Hong, Song Baoyin, Zhou Lei, et al. Effect of the control style of a stratospheric airship on its floating performance [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2009,30(5):800 - 805(in Chinese)

(编 辑:李 晶)