

系留气球球体结构纵向刚度研究

何 巍¹⁾ 肖 鹏 胡小金 任三元

(中航工业特种飞行器研究所, 湖北荆门 448035)

摘要 针对系留气球球体结构为充气膜结构的特点, 对系留气球球体结构纵向刚度做了系统的分析. 首先通过理论分析, 得出了系留气球球体结构在纵向集中载荷作用下的位移比例系数 n 以及内部超压 p , 进而推导出了系留气球球体结构纵向刚度的理论公式; 然后分别利用有限元方法以及 1:8 缩比模型的试验验证了理论分析的正确性. 通过该研究得到的充气膜结构刚度的理论计算方法可为相关浮空器锚泊载荷的计算提供支持.

关键词 系留气球, 刚度, 有限元, 缩比模型

中图分类号: V273 文献标识码: A doi: 10.6052/1000-0879-14-111

LONGITUDINAL STIFFNESS OF AEROSTAT ENVELOPE

HE Wei¹⁾ XIAO Peng HU Xiaojin REN Sanyuan

(AVIC Special Vehicle Research Institute, Jingmen 448035, Hubei, China)

Abstract The longitudinal stiffness of an aerostat envelope is related with the pneumatic membrane structure that is analyzed in this paper. First, the scaling factor n and the internal overpressure p of the envelope configuration against the longitudinal concentrated load are obtained through theoretical analysis, together with the theoretical formula of the longitudinal stiffness. The theoretical analysis is validated by the FEM (finite element method) simulations and the test of a one-eighth scale model. The theoretical calculation method of the pneumatic membrane configuration stiffness in this paper could be used for the calculation of the mooring load of the aerostat.

Key words aerostat, stiffness, finite element, scale model

系留气球是一种利用气囊内的浮升气体(氢气、氦气等)获得浮力来克服其自身重量, 并依靠系留缆绳拴系固定实现在空中长时间定点滞空的飞行器^[1-3]. 系留气球平台系统包括球体结构、系留缆绳组件、锚泊设施及地面综合保障设施等. 其具有连续滞空时间长、生存能力强、研制与使用成本低、使用维护方便、适于搭载各种载荷系统等特点, 可广泛应用于远距离监视、环境监测、通信中继及突发事件指挥等^[4].

在整个系留气球结构系统中, 球体结构是主

体, 其前端安装有头锥、锥鼻和系索等. 系留气球头锥结构的设计有两个目的: 其一是将系留气球系于系留塔, 其二是作为头部加固装置, 以防较大风速下气囊头部出现较大的变形或破坏^[5]. 锚泊载荷是指导系留气球结构设计的重要载荷, 锚泊载荷是指系留气球在锚泊状态时, 受大气风场作用, 在锚泊系统上产生纵向或横向运动而受到系留装置给予系留气球球体结构的反作用载荷.

目前, 对于系留气球结构的纵向刚度的文献与报道较少, 也可能是保密的原因尚未公开. 国外 T-

2014-04-24 收到第 1 稿, 2014-06-28 收到修改稿.

1) 何巍, 硕士, 高级工程师, 主要从事飞行器结构强度设计. E-mail: sleet002@163.com

引用格式: 何巍, 肖鹏, 胡小金等. 系留气球球体结构纵向刚度研究. 力学与实践, 2015, 37(1): 64-69

He Wei, Xiao Peng, Hu Xiaojin, et al. Longitudinal stiffness of aerostat envelope. *Mechanics in Engineering*, 2015, 37(1): 64-69

COM 公司的 Hunt^[5] 在一定假设条件下, 对系留气球锚泊状态下的载荷问题开展了二维动力学仿真. 国内 2007 年杨燕初^[6] 等利用 ADMAS 软件, 对系留气球锚泊状态下的载荷进行了动力学仿真分析.

文献 [5-6] 在进行分析计算时均未考虑系留气球球体结构的纵向刚度问题. 由于系留气球球体结构为柔性充气结构, 且其刚度与内部超压紧密相关, 系留气球在锚泊状态下发生撞塔现象时, 其动能主要被球体结构吸收; 同时, 在撞塔过程中, 球体结构的纵向变形相对较大, 对动力学仿真有较大的影响. 因此, 在计算锚泊撞塔载荷时, 不能简单地将球体视为刚性体进行计算, 而应该在考虑系留气球的纵向刚度的情况下开展动力学仿真, 所以开展了本文所述的系留气球球体结构纵向刚度研究.

1 系留气球球体结构纵向刚度理论分析

系留气球球体结构是一种由柔性薄膜材料制备的典型的充气膜结构. 从受力特性分析, 柔性膜结构只能承受面内拉力, 与其他结构如柔性板不同, 膜的横向剪力为 0, 不能承受弯矩作用^[7]. 在面外载荷作用下, 薄膜结构的表面曲率会发生变化 (凹陷、褶皱等), 进而导致膜面拉力发生改变并最终与外载荷平衡.

1.1 纵向刚度基本公式

系留气球球体头部一般设计为旋转椭球面, 其母线方程为

$$\frac{x^2}{r_1^2} + \frac{y^2}{r_2^2} = 1 \quad (1)$$

式中, r_1 为旋转椭球面长轴; r_2 为旋转椭球面短轴.

文献 [8] 表明, 在头锥受压时, 非刚性球体在头锥末端处可能被压皱. 压皱载荷为

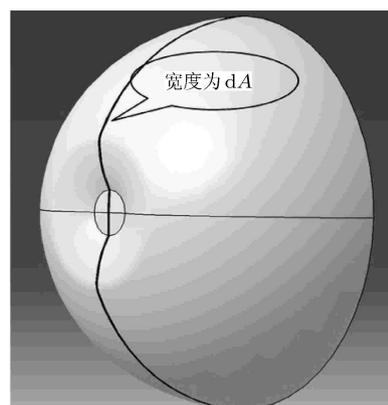
$$F = P\pi r^2 \quad (2)$$

式中, P 为囊体内部超压, r 为头锥加强环半径.

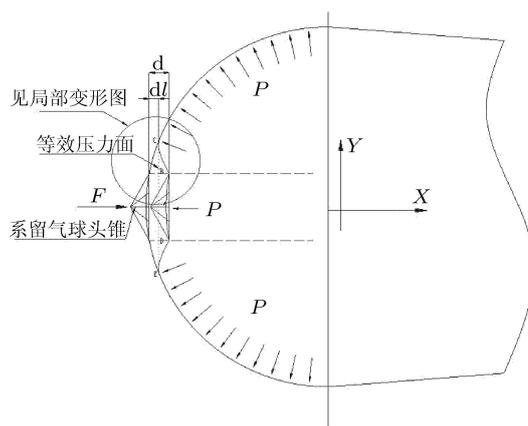
高于此压皱载荷时, 前端结构只是进一步被压入囊体. 当载荷去掉时, 前端结构将快速回到原来形状, 而不会有明显的损坏. 在头锥受压时球体结构整体变形见图 1(a)、球体结构纵剖面变形见图 1(b).

在图 1(a) 所示球体结构沿纵向取一宽度为 dA 的微小面积进行分析, 见图 1(b) 所示.

在外载荷 dF 作用下, 球体头部发生了向内的凹陷变形. 对球体头部局部变形区域 (CBAD 区域) 进行受力分析, 平衡方程为



(a) 三维变形示意图



(b) 纵剖面示意图

图 1 头锥受压时球体结构变形示意图

$$\left. \begin{aligned} \sum F_x &= dF - F_{AB,x} \times 2 - F_{BC,x} - F_{DE,x} = 0 \\ \sum F_y &= F_{BC,y} - F_{DE,y} - F_{BAD,y} = 0 \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

式中, dF 为宽度为 dA 的微小面积的外载荷; $F_{AB,x}$ 为头锥加强环区域 AB 沿 X 方向的载荷; $F_{BC,x}, F_{DE,x}$ 分别为 BC, DE 区域 X 方向的载荷; $F_{BC,y}, F_{DE,y}, F_{BAD,y}$ 分别为 BC, DE, BAD 区域 Y 方向的载荷, 且 $F_{DAB,y} = 0$.

对 CB 区域分析得, C 点为球体发生变形之后的“拐点”(见图 2), 其切线方向平行于 Y 轴, 则该点靠曲线 BC 一侧的张力方向与 Y 轴方向一致. 又由充气膜结构的力学特性可知, CB 区域两端的内力为

$$\left. \begin{aligned} T_c &= P \times L' \times dA + T_{by} \\ T_{bx} &= P \times L \times dA \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

其中, T_{bx} 为 B 端 X 方向载荷, T_{by} 为 B 端 Y 方

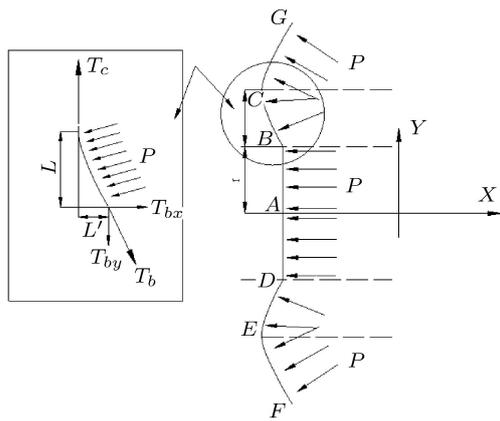


图2 头锥受压时球体结构变形区域受力示意图

向载荷; L 为 BC 在 Y 方向投影长度, L' 为 BC 在 X 方向投影长度.

将式 (4) 代入式 (3) 式得

$$dF = (F_{AB,x} + T_{bx}) \times 2 \quad (5)$$

因此, 整个球体结构变形区域的平衡方程为

$$F = \iint_D dF = \iint_D (F_{AB,x} \times 2 + T_{bx} \times 2) dS = P\pi r^2 + [P\pi(r+L)^2 - P\pi r^2] = P\pi(r+L)^2 \quad (6)$$

即外载荷 F 的大小等于球体内压乘以球体凹陷变形区域在 X 方向投影面 S 的面积. 结合图 1 和图 2 可以看出, 投影面 S 即为法向为 X 轴, 且平行于所有“拐点”所在平面 S' . 在本文中称投影面 S 为等效压力面, 在外载荷作用下, 随着头锥的逐步位移, 等效压力面的位移量 d_1 与头锥位移 d 的比例系数为 n . 则由式 (1), 式 (5) 得外力 F 与头锥位移 d 的关系式为

$$F(d) = \left[\sqrt{1 - \frac{(d \times n)^2}{r_1^2}} \times r_1 \right]^2 \times \pi P \quad (7)$$

式 (7) 即为球体纵向刚度 (位移-载荷关系函数) 的基本公式.

1.2 比例系数 n

由前文分析可知, 等效压力面的位移量 d_1 与头锥位移 d 之间有一定的比例关系, 且比例系数为

$$n = \frac{d_1}{d} \quad (8)$$

如图 3 所示, $C'E'$ 为等效压力面所在位置, C, E 为“拐点”, C', E' 为“拐点”在原球体上沿 X 轴的

投影, C'' 为原球体母线与变形之后球体母线的临界交点 (亦即球体母线变形起始点). 点 H 为 CE 与 BB' 交点, 点 H' 为 $C'E'$ 与 BB' 交点, 点 H'' 位于 BB' 上, 且 $C''H''$ 垂直于 BB' .

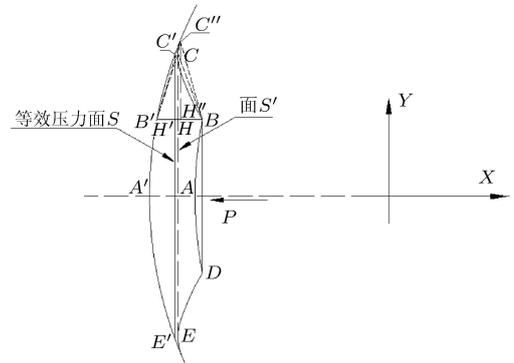


图3 等效压力面位移

若球体母线曲率半径足够大或远大于头锥位移 d , 则“拐点” C, C' 与临界交点 C'' 基本重合, 点 H, H' 及 H'' 重合; 又由于球体材料受力过程中为小应变状态, 因此可以认为在此情况下, $\widehat{CB''} = \widehat{CB'} = \widehat{CB} = \widehat{CB}$. 即三角形 $C'B'B$ 为等腰三角形, 则点 H' 即为 $B'B$ 中点, n 等于 0.5.

在实际情况下, “拐点” C 与临界交点 C' 并不重合. 由前文分析可知, 临界交点 C'' 要比“拐点” C 以及 C' 靠后, 亦即 $n \leq 0.5$. 对于系留气球锚泊载荷计算, 一般设计情况下, 球体母线曲率半径要大于或远大于头锥位移, 因此, 在进行工程计算时, 可粗略取 n 等于 0.5, 在进行精确计算时, 可通过相关试验或数值方法来修正 n 值.

1.3 球体内部超压 P

由于系留气球球体为封闭结构, 且球体材料受力过程中为小应变状态. 则由理想气体状态方程可知, 在头锥受压下, 球体内部超压 P 随着头锥位移 d 的增大而增大.

$$(P_{\text{外}} + P)V = (P_{\text{外}} + P')V' \quad (9)$$

式中, $P_{\text{外}}$ 为球体外当地大气压; V 为受压之前球体体积; V' 为受压变形之后球体体积; P' 为受压变形之后球体内部超压.

头锥受压时球体结构局部变形见图 4, 图中阴影部分即为在外载荷 F 作用下球体向内凹陷变形导致的体积减小量 ΔV . 其中, C, B 点为球体发生变形之后的“拐点”. 由于变形后球体局部区域的母线

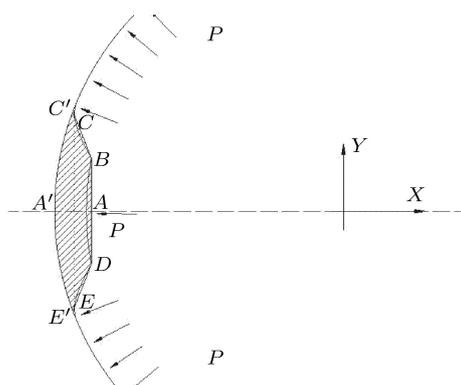


图 4 头锥受压时球体结构变形示意图

BC, BD 以及 DE 的曲线方程较难确定, 从简化计算考虑, 本文取直线 BC', BD 以及 DE' 来替代前

$$\Delta V = \frac{\pi d n r_1^2 (3r_2^2 - d^2 n^2)}{3r_2^2} + \frac{\pi}{3} \frac{\left(1 - \frac{d^2 n^2}{r_2^2}\right) r_1^2 \sqrt{1 - \frac{d^2 n^2}{r_2^2}} r (d - nd) - r^3 d (1 - n)}{\sqrt{1 - \frac{d^2 n^2}{r_2^2}} r_1 - r} \quad (11)$$

代入式 (9) 求解得

$$P' = \frac{PV + P_{\text{外}} \left[\frac{\pi d n r_1^2 (3r_2^2 - d^2 n^2)}{3r_2^2} + \frac{\pi}{3} \frac{\left(1 - \frac{d^2 n^2}{r_2^2}\right) r_1^2 \sqrt{1 - \frac{d^2 n^2}{r_2^2}} r (d - nd) - r^3 d (1 - n)}{\sqrt{1 - \frac{d^2 n^2}{r_2^2}} r_1 - r} \right]}{V - \left[\frac{\pi d n r_1^2 (3r_2^2 - d^2 n^2)}{3r_2^2} + \frac{\pi}{3} \frac{\left(1 - \frac{d^2 n^2}{r_2^2}\right) r_1^2 \sqrt{1 - \frac{d^2 n^2}{r_2^2}} r (d - nd) - r^3 d (1 - n)}{\sqrt{1 - \frac{d^2 n^2}{r_2^2}} r_1 - r} \right]} \quad (12)$$

将 1.2 节所得的比例系数 n 值及式 (12) 计算所得的超压 P 值代入式 (7), 即可计算出球体结构在纵向集中载荷作用下变形。

2 系留气球球体结构纵向刚度有限元分析

2.1 有限元验证

本节主要通过对系留气球球体结构进行静态分析以验证前文的理论分析模型, 因系留气球球体结构为充气柔性结构, 故有限元分析建模过程中均采用 2D 薄膜单元对结构进行网格划分, 在球体结构头锥锥鼻端头施加一定的集中力, 以分析球体结构在不同充气内压以及外载荷下结构刚度的变化情况。为减小计算量, 取系留气球头部至最大截面处的一段球体建模分析, 在最大截面处施加铰支约束。薄膜厚度为 0.3 mm, 弹性模量为 10 GPa, 泊松比为

述曲线. C' 与 E' 分别为直线 CB, DE 延长后与原球体母线的交点。

结合以上分析, 球体向内凹陷变形导致的体积减小量计算公式为

$$\Delta V = \int_0^d f(x)^2 \pi dx = \int_0^{d \times n} f_1(x)^2 \pi dx + \int_{d \times n}^d f_2(x)^2 \pi dx \quad (10)$$

式中, $f_1(x)$ 为曲线 $A'C'$ 的函数表达式, 亦为球体母线方程; $f_2(x)$ 为曲线 $C'B$ 的函数表达式; d 为头锥受压位移量 $A'A$ 。

将式 (10) 展开得

0.34. 有限元前处理使用 MSC.Patran, 求解器为 MSC.Nastran. 计算结果见表 1。

2.2 理论与有限元对比分析

在理论及有限元计算时, 取某型号实际结构尺寸进行计算, 其中, $r = 2.6$ m, $r_1 = 8.8$ m, $r_2 = 8.3$ m, 初始超压值为 600 Pa. 计算结果见表 1, 对比曲线见图 5。

从表 1 可以看出, 理论计算结果与有限元计算结果之间的最大误差为 7%, 平均误差为 3.2%。

通过分析图 5 所示理论与有限元计算结果对比曲线得, 两曲线的相关度为 0.998. 通过进一步的误差分析, 理论与有限元计算结果的偏差主要是由于有限元网格划分的质量引起的。

表 1 理论计算结果与有限元计算结果比较

外载荷/ N	超压值*/ Pa	理论计算位移/ mm	有限元计算位移/ mm	误差/ %
5 180	603	86	80	7.0
8 301	623	337	326	3.3
11 421	655	558	547	2.0
14 380	690	741	730	1.5
17 201	727	896	890	0.7
20 201	767	1 042	989	5.1
23 241	808	1 176	1 220	3.7
26 821	857	1 319	1 340	1.6
30 141	901	1 439	1 410	2.0
33 342	944	1 546	1 470	4.9

* 有限元分析时超压值以面压的形式施加,大小与理论计算取值一致。

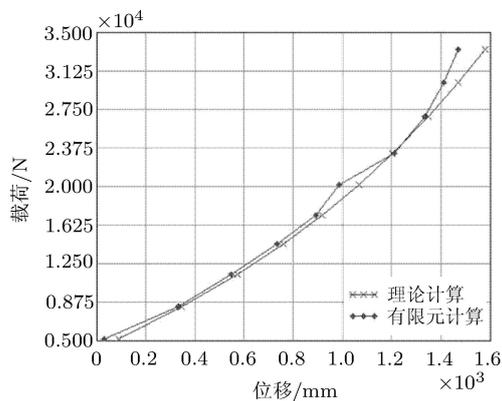


图 5 理论与有限元计算结果对比曲线

3 试验验证

3.1 试验验证

本节主要通过开展系留气球球体结构纵向刚度试验,以验证前文的理论分析模型。将系留气球球体结构竖直吊装,在靠近球体最大截面处加装 4 根辅助索具,保持索具基本不受力或受力较小,以辅助

保持囊体垂直。将球体超压调整完毕后,通过在球体上加挂重量的配重块(配重块沿环向均匀布置)来模拟头锥压力。在加载完成后,通过在球体上设置的位移传感器、压力传感器读取位移值 d 与球体结构受压变形之后的超压值 P' ,通过头锥处的力传感器读取外载荷 F 。系留气球球体结构纵向刚度试验件及安装示意图见图 6,试验结果见表 2。

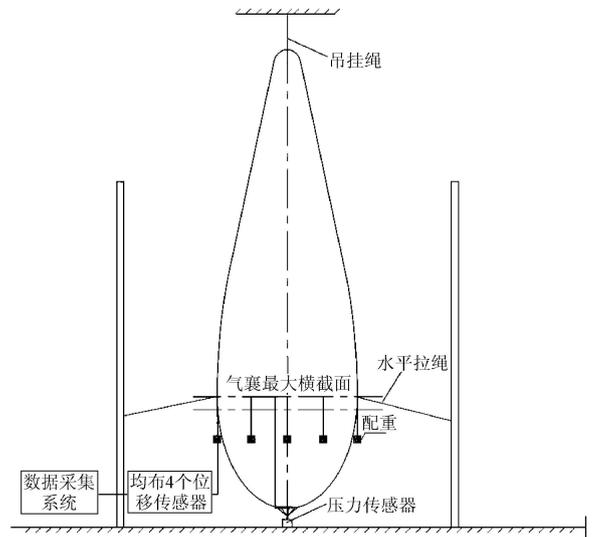


图 6 纵向刚度试验件及安装

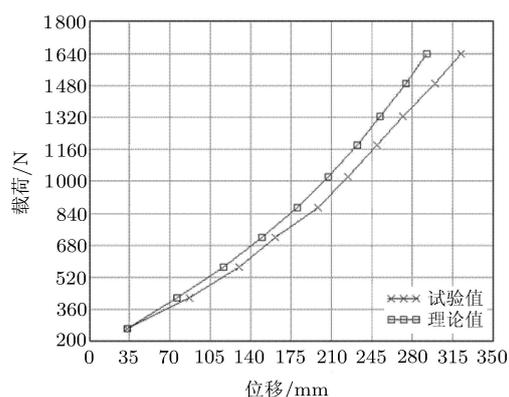
3.2 理论与试验对比分析

由于真实的球体结构十分巨大,从节约试验成本、简化试验流程以及缩短试验周期考虑,在系留气球球体结构纵向刚度验证试验中,制作了 1:8 的缩比球开展相关试验。其中缩比球 $r_1 = 1.1\text{m}$, $r_2 = 1.04\text{m}$,初始超压值为 1500 Pa。理论计算结果与试验结果汇总见表 2,对比曲线见图 7。

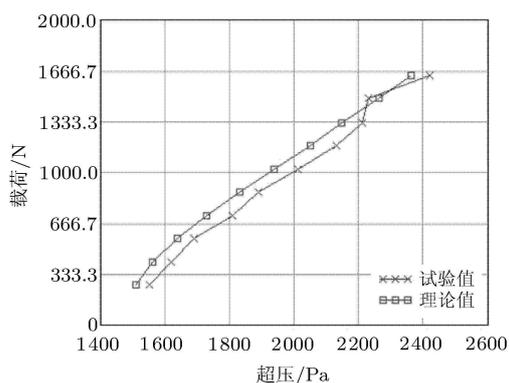
从表 2 可以看出,对于超压值,理论计算结果与试验结果之间的最大误差为 4.5%,平均误差为

表 2 理论计算结果与试验结果比较

外载荷/N	超压值			位移值		
	理论/Pa	试验/Pa	误差/%	理论/mm	试验/mm	误差/%
263	1 510	1 550	2.6	32	32	0.9
415	1 559	1 620	3.7	76	86	12.1
569	1 639	1 690	3.0	116	130	10.9
716	1 728	1 810	4.5	149	161	7.4
869	1 832	1 890	3.1	180	198	9.0
1 020	1 938	2 010	3.6	207	224	7.7
1 178	2 049	2 130	3.8	232	249	6.9
1 321	2 146	2 210	2.9	252	272	7.4
1 485	2 261	2 230	1.4	274	300	8.8
1 636	2 363	2 420	2.4	292	322	9.3



(a) 位移对比曲线



(b) 超压对比曲线

图 7 理论与试验结果对比曲线

3.1%; 对于位移, 理论计算结果与试验结果之间的最大误差为 12.1%, 平均误差为 8%.

通过分析图 7 所示理论与试验结果对比曲线得, 位移曲线的相关度为 0.999, 超压曲线的相关度为 0.994. 误差分析表明, 理论与试验结果有偏差的原因主要有 3 个方面: 一是充压后球体理论外形会

有一定的改变, 与计算状态存在一定的误差; 二是试验件制作材料质量较差, 保压效果不好; 三是试验件的垂直度主要靠人工控制, 对最终的试验结果会有一定的影响.

4 小 结

本文通过对充气膜结构的受力特点进行分析研究, 建立了系留气球球体结构纵向刚度理论分析模型, 并利用数值模拟和缩比模型试验对理论模型进行了验证. 验证结果表明, 理论模型计算结果与数值模拟结果以及试验结果之间的曲线相关度均达到了 99% 以上, 这表明本文所建立的系留气球球体结构纵向刚度理论分析模型是正确的, 可应用于系留气球锚泊撞塔载荷计算. 另外, 本文的研究方法及结果还可以为浮空器球体结构的横向刚度以及撞击载荷计算提供有意义的参考.

参 考 文 献

- Hembree B, Slegers N. Tethered aerostat modeling using an efficient recursive rigid-body dynamics approach. *Journal of Aircraft*, 2011, 48(2): 623-632
- Aglietti G. Dynamic response of a high-altitude tethered balloon system. *Journal of Aircraft*, 2009, 46(6): 2032-2040
- 张向强. 系留气球稳定性和气动分析. [博士论文]. 北京: 中国科学院空间中心, 2006
- 贾重任. 系留气球纵向稳定性分析. *飞机设计*, 2006, (3): 20-24
- Hunt JD. Structural analysis of the light weight hard nose on the 71M aerostat. AIAA-93-4037-CP, 1993
- 杨燕初. 系留气球锚泊状态动力学仿真分析与试验研究. [硕士论文]. 成都: 中国科学院光电技术研究院, 2008
- 刘建闽. 平流层飞艇绕流场与膜结构大变形的耦合计算. [硕士论文]. 上海: 上海交通大学, 2008
- 甘晓华. 飞艇技术概论. 北京: 国防工业出版社, 2005

(责任编辑: 刘希国)