基于压差梯度的平流层飞艇艇囊应力计算和仿真

刘龙斌 吕明云 肖厚地 曹 帅

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 平流层飞艇体积庞大,艇囊表面曲率小,因而蒙皮材料的局部应力集中极易导致飞艇艇囊蒙皮发生过大变形而迅速超压损伤破坏. 基于飞艇艇囊内外压力压差梯度载荷条件,建立飞艇艇囊蒙皮受内外压差真实工况下环向与轴向应力的理论计算模型,构建飞艇蒙皮应力分析的 Von Mises 强度准则. 并采用 ABAQUS 有限元软件非线性仿真艇囊蒙皮分别在超压 300,500,800 Pa 载荷下的各点环向的 Von Mises 应力状况. 仿真结果与理论模型计算的应力值基本保持一致,飞艇艇囊蒙皮环向 Von Mises 应力呈现随压差梯度增大而递增的规律,而轴向 Von Mises 应力大小由环向 Von Mises 应力、蒙皮局部经纬向曲率共同决定,且两方向的 Von Mises 应力均与超压载荷大小成正相关关系,为飞艇艇囊蒙皮超压应力评估和强度计算提供基础性研究.

关 键 词: 平流层飞艇; 压差梯度; 蒙皮; 强度准则; 超压

中图分类号: V 214.8

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2014)10-1386-06

Calculation and simulation of stratospheric airship capsule stress considering the pressure gradient

Liu Longbin Lü Mingyun Xiao Houdi Cao Shuai

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

Abstract: The capsule volume of stratospheric airships was usually too huge and the surface curvature of buoyancy capsule was small, so local stress concentration of airship envelope could easily lead to large transformation and cause the capsule to overpressure damage and blast quickly. Basing on the pressure gradient loading condition of the inside and outside of the airship buoyancy capsule, the theoretical calculation method of the hoop and axial stress was developed under the real overpressure load working situation, and the Von Mises stress strength criterion was proposed as well. The finite element (FEM) analysis software ABAQUS was used to simulate the hoop Von Mises stress under the different overpressure loads of 300, 500 and 800 Pa respectively. The contrastive results show the Von Mises values between the simulation and theoretical calculation are in consistent nearly, and the hoop Von Mises stress of airship capsule envelope increases with the increasing of pressure gradient, While the axial Von Mises stress of airship overpressure capsule is determined by the hoop Von Mises stress and envelope local curvature of the warp and weft directions together, moreover, the two kinds of Von Mises stress associated with the overpressure load is positively correlated at different directions, which provides the effective basis research of stress evaluation and strength calculation for the airship envelope overpressure.

Key words: stratospheric airship; pressure gradient; envelope; strength criterion; overpressure

收稿日期: 2013-11-04; **网络出版时间**: 2014-03-18 11:50; **DOI**: 10.13700/j.bh.1001-5965.2013.0629

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2013.0629.html

基金项目: 航空科学基金资助项目(2012ZA51009)

作者简介: 刘龙斌(1986 -),男,湖南邵阳人,博士生,longbuaa@sina.com.

平流层空间距离地表高度为 20 ~ 100 km,位于对流层之上及电离层之下,天气气候稳定,几乎无电磁干扰,其独特的环境优势和军民用应用价值,成为世界各国关注的热点[1]. 平流层飞艇作为平流层空间长时间持续飞行的飞行器代表,在通信中继、导航定位、气象观测、空间探测等领域有着广泛的应用前景和发展潜能,美、日、英、俄等许多国家正投入大量经费进行研发,平流层飞艇进入快速发展时期[2-4].

平流层飞艇是一种轻于空气的飞行器,主要依靠艇囊的空气浮力实现升空、驻留,具有高空定点飞行、载荷量大、效费比高等应用优势. 但是平流层空气密度稀薄,大气压力低,飞艇艇囊需设计成巨大的外形体积(蒙皮曲率半径大),以容纳足够的浮升气体(如氦气、氢气等),产生足够的浮力平衡飞艇自身的重量[5]. 昼夜高低温交变容易导致柔性结构的巨形艇囊超压而发生变形过大从而引起严重的局部应力集中,诱导艇囊蒙皮中的初始裂纹或缺陷扩展而发生艇囊破裂[6]. 因此研究飞艇艇囊在超压工况下蒙皮表面的应力及变形状况,可为飞艇蒙皮材料的选型及艇囊局部加强设计提供理论依据. 目前,艇囊蒙皮受力分析相对较少,多数将飞艇蒙皮内外压差载荷视为均匀恒定作用,以研究艇囊表面的应力状况[7-9]. 实际上,艇囊在高空驻留超压时,蒙皮表面沿着高度方向存在大气与内部浮力气体相互作用的超压压差梯度[10],共同影响蒙皮受力状态,从而使得飞艇艇囊产生竖直向上的空气浮力.

本文考虑平流层飞艇艇囊蒙皮的超压压差梯度,推导蒙皮表面应力的理论计算方法,包括环向和轴向应力计算,并采用 Mises 应力强度准则分析蒙皮上各点整体受力情况,以 20 km 平流层高度为例,采用 ABAQUS 有限元软件进行超压 300,500,800 Pa 载荷下的受力分析和仿真验证,理论计算和仿真结果的规律基本一致.

1　飞艇艇囊应力计算

1.1　艇囊计算模型

平流层飞艇艇囊为典型的长椭圆旋成体结构,为了单独研究艇囊蒙皮内外气体压力梯度对蒙皮应力的影响,计算时不考虑飞艇控制舵面、吊舱等部件的载荷作用,艇囊轮廓曲线[10]为

$$y(x)=\frac{1}{8}\left[a(l-x)\left(bx-l\sqrt{c}+\sqrt{cl^2-dlx}\right)\right]^{\frac{1}{2}} \tag{1}$$

式中 a,b,c,d 为艇囊的形状因子.

飞艇艇囊模型中,艇长 $l=100$ m,最大横截面半径为 14 m,长细比为 3.571 4,几何模型如图 1 所示. 艇囊蒙皮材料为高强力聚芳脂 Kevlar 纤维丝加强的 TPU 层压薄膜材料,为各向同性材料,材料的各项属性如表 1 所示.

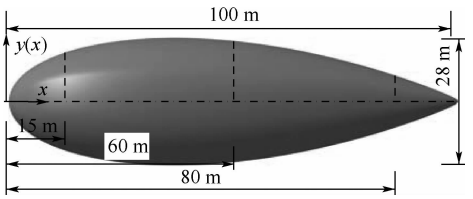


图 1　飞艇艇囊三维模型

Fig. 1　3D model of airship capsule

表 1　飞艇艇囊的蒙皮材料性能参数

Table 1　Performance parameters of airship envelope

参数	厚度/mm	弹性模量/GPa	泊松比	纱线密度/tex	材料面密度 ρ_s/(g/m²)
数值	0.155	7	0.25	220	120

因艇囊蒙皮厚度远小于飞艇外形尺寸,蒙皮在计算和仿真时均视为柔性膜结构,蒙皮法向应力很小,忽略不计[7]. 在驻留高度,艇囊蒙皮通过内部浮力气体的压力和外部大气环境压力共同作用以自由维持蒙皮的外形. 根据飞艇驻留特性[11],艇囊必须在超压载荷作用下外形保持不变,从而使得飞艇气体浮力恒定以实现在预定高度驻留或巡航. 艇囊超压载荷大小由平流层环境中的昼夜高低温变化范围、蒙皮材料热辐射特性及艇囊体积共同决定,目前平流层飞艇蒙皮材料可承受的超压范围为 0 ~ 1 000 Pa. 以平流层20 000 m飞行高度为例,进行艇囊蒙皮受力分析和有限元仿真,飞艇内部充氦气,飞艇艇囊超压时,其内部平均压力 $P_1(h)$[12] 及外部大气压力 $P_2(h)$[8,10] 分别为

$$p_1(h)=\frac{n_{\mathrm{He}}RT}{V}-\rho_{\mathrm{He}}gh \tag{2}$$

$$p_2(h)=p_{20}-\rho_{a20}gh \tag{3}$$

式中,n_{He} 和 ρ_{He} 分别表示艇囊内部氦气的物质的量(即氦气质量与摩尔质量之比)和氦气在温度 T 时的平均密度;$V=36\,893.426\ \mathrm{m}^3$ 为艇囊体积;$T=216.65$ K为艇囊内稳态温度(驻留时温度视为与大气温度相等);$p_{20}=5\,474.86$ Pa,ρ_{a20} 分别为 20 km高度的气压和空气密度;h 为距离艇囊中心轴线(x 轴)的垂直高度. 艇囊蒙皮承受的内外压力均随着高度成线性递减规律. 艇囊承受的内外压差由式(2)和式(3)得

$$\Delta p(h)=p_1(h)-p_2(h)=$$

$$\left(\frac{RTm_{\mathrm{He}}/M_{\mathrm{He}}}{V}-p_{20}\right)+\left(\rho_{a20}-\frac{m_{\mathrm{He}}}{V}\right)gh=$$

$$p_c + \rho_c g h \tag{4}$$

式中，m_{He} 为内部氦气质量；M_{He} 为氦气的摩尔质量数；p_c 为一定艇囊氦气质量时的艇囊超压值；ρ_c 为艇囊超压等效气体密度.

艇囊超压时通过调节氦气的质量或内部氦气的温度变化以控制艇囊的压差值，这里以保持艇囊内部温度不变，调节氦气质量为例，由式(4)得到的超压值和超压梯度($\rho_c g h$)如表 2 所示.

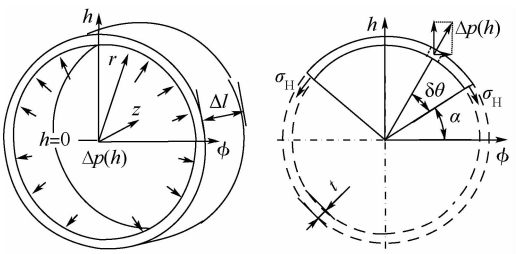
表 2 飞艇艇囊超压值及超压梯度计算

Table 2 Overpressure and pressure gradient calculation of stratospheric airship capsule

序号	m_{He}/kg	p_c/Pa	$\rho_c g h$/Pa
1	473.359	300	0.075 204 555 gh
2	489.752	500	0.074 760 199 gh
3	514.343	800	0.074 093 667 gh

1.2 艇囊蒙皮环向和轴向应力计算

平流层飞艇艇囊蒙皮材料为多层薄膜层压材料[13]. 本文中蒙皮薄膜厚度 $t = 0.16$ mm，飞艇艇囊在内外压差作用下发生变形，蒙皮可近似处于面内二向应力状态(因法向应力小可忽略)，艇囊沿着表面母线的切线方向和圆周环向分别受到面内拉伸轴向应力 σ_X 和环向应力 σ_H[7]，在面内两应力互相垂直. 环向应力计算如图 2 所示.



a 环状蒙皮物理参数 b 圆周环向应力计算图

图 2 飞艇蒙皮表面应力计算

Fig. 2 Surface stress calculation of airship envelope

沿着飞艇艇囊的轴向 x 方向选取一段长度足够小(Δl)的环状蒙皮，建立如图 2a 所示的计算坐标系. 环向应力沿着圆周环向方向，轴向应力沿着轴向母线切线方向. 环向角度以逆时针旋转角度为正，选取任意角度 α 及关于竖直轴对称的上半部蒙皮作为研究对象，如图 2b 所示. 根据压差载荷关于竖直轴(h)的对称性，位于 α 角度和 $\pi - \alpha$角度处的蒙皮环向应力 $\sigma_H(\alpha)$相等，方向沿着该点的圆周环向的切线方向，则选取微小蒙皮的环向合力为

$$F_H^{sum}(\alpha) = \sigma_H(\alpha) t \Delta l \tag{5}$$

选取蒙皮任意角度($\alpha + \delta\theta$)处的微元面积为

$$\mathrm{d}s = R_H \Delta l \delta\theta = R \Delta l \delta\theta \tag{6}$$

则微元面积上所受到的气体压力为

$$\Delta F_s(\alpha + \delta\theta) = \Delta p(h) \delta s = \Delta p(h) R_H \Delta l \delta\theta \tag{7}$$

气体压力沿着竖直方向 h 的分量：

$$\Delta F_{s\alpha}(\alpha + \delta\theta) = \Delta p(h) R_H \Delta l \sin(\alpha + \delta\theta) \delta\theta \tag{8}$$

将 $\delta\theta$ 视为角度微元 $\mathrm{d}\theta$，则采用积分方法选取的蒙皮沿着 h 方向的总压力为

$$F_{s\alpha} = \int_{\alpha}^{\pi-\alpha} \Delta F_{s\alpha}(\alpha + \mathrm{d}\theta) = \int_{\alpha}^{\pi-\alpha} \Delta p(h) R_H \Delta l \sin(\alpha + \mathrm{d}\theta) \mathrm{d}\theta \tag{9}$$

由式(1)和图 2 得到，式(7) ~ 式(9)中有

$$h = R_H \sin(\alpha + \delta\theta) - R_M = y(x) \sin(\alpha + \delta\theta) - R_M \tag{10}$$

式(10)中 R_M 表示艇囊最大环向半径，如本计算和后面的仿真模型中 $R_M = 14$ m，根据选取蒙皮沿着 h 方向的受力平衡可得

$$F_{s\alpha} = 2 F_H^{sum} \cos\alpha \tag{11}$$

由式(1) ~ 式(11)可获得艇囊各点的环向应力值：

$$\sigma_H(\alpha, x) = \left[(p_c - \rho_c g \times R_M) \cos\alpha + \frac{1}{2} \rho_c g y(x) \times \left(\frac{\pi}{2} - \alpha \right) - 0.25 \sin(2\alpha) - \rho_c g \times \left(\frac{\pi}{2} - \alpha \right) \right] \Big/ \left[\frac{y(x)}{t \cos\alpha} \right] \tag{12}$$

飞艇艇囊轴向应力与蒙皮轴向、环向曲率及环向应力有关，考虑蒙皮为各项同性材料，弹性模量相等，则轴向应力与环向应力关系[7,14]为

$$\frac{\sigma_H(\alpha, x)}{k_H(x)} = \frac{\sigma_X(\alpha, x)}{k_X(x)} \tag{13}$$

式中 k_H 和 k_X 分别为蒙皮计算点的环向和轴向曲率，可由式(14)和式(15)的几何关系获得

$$k_H(x) = \frac{1}{R_H(x)} = \frac{1}{y(x)} \tag{14}$$

$$k_X(x) = \frac{|y''(x)|}{(1 + y'(x)^2)^{\frac{3}{2}}} \tag{15}$$

1.3 蒙皮 Mises 应力分析

为了研究飞艇艇囊蒙皮材料超压应力强度的整体综合受力，选用 Von Mises 等效应力准则[7]进行计算，即将艇囊复杂应力状态下各向应力等效为单向应力条件下的应力值，以对艇囊各点不同应力状态进行受力评估. 基于前面的分析，艇囊蒙皮各点的三方向主应力可表示为

$$\left.\begin{aligned} \sigma_1(\alpha, x) &= \sigma_H(\alpha, x) \\ \sigma_2(\alpha, x) &= \sigma_X(\alpha, x) \\ \sigma_3(\alpha, x) &= 0 \end{aligned}\right\} \tag{16}$$

由方程(13)知艇囊蒙皮各点的 Von Mises 应力为

$$\sigma_{\text{Mises}}=\sqrt{\frac{1}{2}[(\sigma_1-\sigma_2)^2+(\sigma_1-\sigma_3)^2+(\sigma_2-\sigma_3)^2]}=$$

$$\sqrt{\frac{1}{2}[(\sigma_{\text{H}}(\alpha,x)-\sigma_{\text{X}}(\alpha,x))^2+\sigma_{\text{H}}^2(\alpha,x)+\sigma_{\text{X}}^2(\alpha,x)]} \tag{17}$$

由式(12)~式(17)可获得:飞艇艇囊任一位置处的等效应力,在飞艇蒙皮厚度一定的情况下,Von Mises 等效应力与超压压差梯度、方位、飞行高度、环向及轴向曲率都有关系.

2　有限元仿真

飞艇艇囊为旋成体轴对称膜结构,为仿真高度方向的压差梯度对艇囊蒙皮受力的影响,采用 ABAQUS 有限元软件只对飞艇艇囊进行建模,艇囊的边界条件设置为底部区域与底端固定点进行耦合,以模拟飞艇下部悬挂的吊舱载荷(固定艇囊),艇囊蒙皮内表面加载恒定超压载荷,外表面施加等效的气压压差梯度(根据式(4)),以模拟平流层飞艇实际工况下的压差梯度超压载荷,并考虑蒙皮自身的重力载荷(如图 3 所示),为提高模型非线性求解效率和保证结果的收敛精度[15-16],艇囊前后部区域网格为结构四边形网格,中部区域为扫掠四边形网格,单元控制属性均为膜 M3D4R 单元,分别计算艇囊在 300,500,800 Pa超压载荷工况下的受力状态.

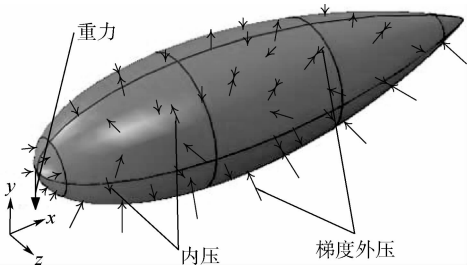


图 3　平流层飞艇艇囊超压有限元仿真

Fig. 3　FEM simulation of airship capsule overpressure

3　结果分析与讨论

3.1　Von Mises 等效应力变形场

平流层飞艇艇囊分别在超压 300,500,800 Pa 载荷工况下的 Von Mises 等效应力变形场仿真结果依次如图 4a ~ 图 4c 所示. 由变形云图可以看出,艇囊在不同超压载荷下,Mises 等效应力的最大值均位于轴向 45 m 环向处,且随着超压载荷值的增加而增大,因为在相同超压载荷下,若蒙皮曲率越大,蒙皮承受的环向及轴向应力越小. 而对于艇囊同一方位处的 Mises 等效应力,在不同超压载荷工况下,环向及轴向应力与超压载荷大小成正相关关系.

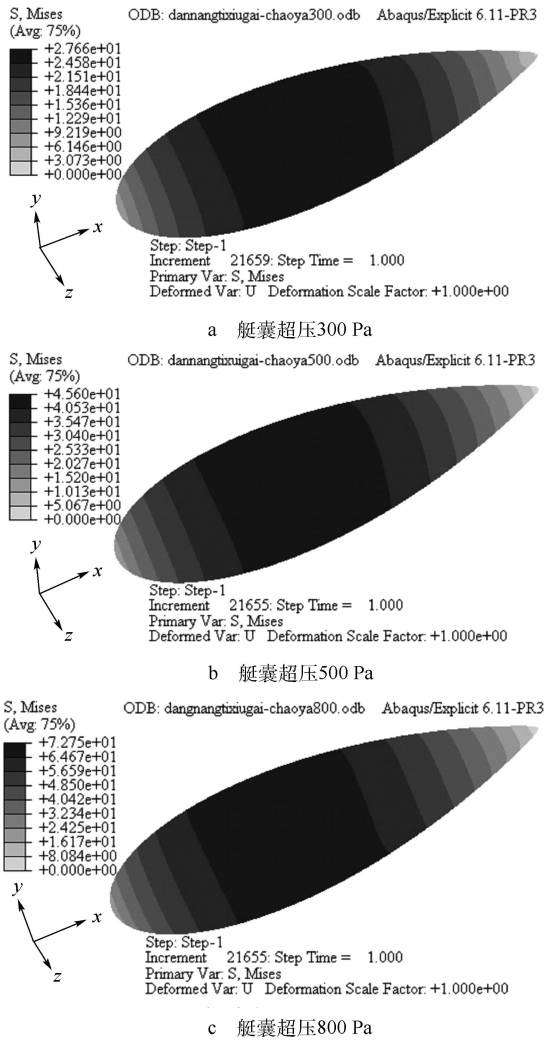


图 4　飞艇艇囊 Von Mises 等效应力变形场

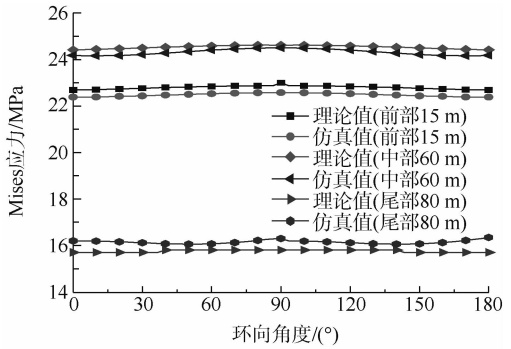
Fig. 4　Equivalent stress deformation field of Von Mises for airship capsule

由图 4a ~ 图 4c 可知,Mises 应力在不同超压载荷下沿着艇囊轴向 x 向的变化规律相同,均沿着 x 方向向艇囊两端环状递减. 在相同超压条件下,艇囊背部最高位置 Mises 应力达到最大值,在鼻端和尾部为最小值. 且在艇囊同一环向处,由于沿着高度方向压差梯度的增大,Mises 应力随着高度增加向艇囊两端略微扩大,因此同一环形应力场上端宽度比下端稍大.

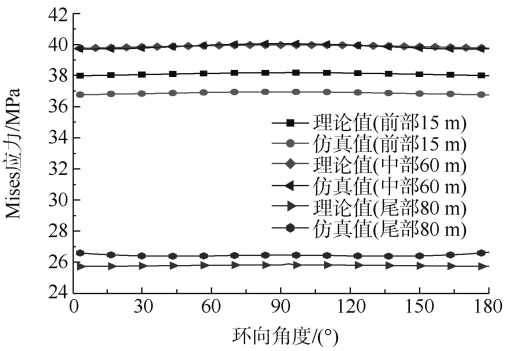
3.2　理论计算与仿真结果分析

为验证艇囊在超压压差梯度工况下的理论计算方法的准确性,分别以艇囊上半部区域(艇囊底部有模拟吊舱载荷,由压差载荷产生的蒙皮受力不能单独获得)的前部 15 m、中部 60 m 及尾部 80 m 处(如图 1 所示)的半环形艇囊表面为例,分别提取各仿真超压载荷工况下的蒙皮 Mises 等效应力,并与同方位处的理论计算值进行对比,如

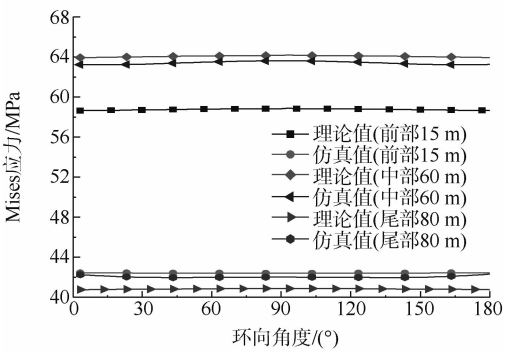
图 5a ~ 图 5c所示.



a 超压300 Pa



b 超压500 Pa



c 超压800 Pa

图 5 艇囊不同特征方位处的 Von Mises 等效应力分布曲线对比

Fig. 5 Von Mises equivalent stress contrast at different feature orientation of airship

艇囊超压 300 Pa 时(图 5a),艇囊不同方位处的最大 Mises 应力均出现在环向 90°最高位置处,且 Mises 应力沿着环向向两侧略微递减,这是由艇囊超压压差梯度随高度逐步减小且 20 km 高度的大气密度低(ρ_c 值小)所致. 艇囊中部区域的 Mises 应力均高于艇囊两端,艇鼻端最小,中部 60 m处 Mises 应力计算值最大为 24.62 MPa,仿真值为 24.50 MPa;前部 15 m 处计算值最大为 22.95 MPa,仿真值为 22.58 MPa;尾部 80 m 处计算值最大为 15.79 MPa,仿真值为 16.20 MPa,尾部在超压值较小时,由于实际环向曲率变化大,环向两侧区域的应力仿真值稍小于计算值.

艇囊超压 500 Pa 时(图 5b),与超压 300 Pa 的应力状态比较,艇囊不同方位处的 Mises 应力分布规律和最大值的位置完全一致,且仿真值和计算值更接近,不同方位的应力值明显增大. 中部 60 m 处 Mises 应力计算值最大为 39.97 MPa,仿真值为 40.04 MPa;前部 15 m 处计算值最大为 38.18 MPa,仿真值为 36.95 MPa;尾部 80 m 处计算值最大为 25.82 MPa,仿真值为 26.45 MPa.

艇囊超压 800 Pa 时(图 5b),已接近目前工程上的蒙皮材料的强度极限,中部 60 m 处 Mises 应力仍然最大,计算值最大为 64.15 MPa,仿真值为 63.62 MPa,沿着艇囊环向的分布规律与低压载荷状态均相同;前部 15 m 处计算值最大为 58.83 MPa,仿真值为 42.41 MPa,应力理论计算值比仿真值明显增大,因为超压载荷较大时,此区域的艇端蒙皮曲率受拉伸明显变小(理论计算无法考虑),因此在艇囊设计时,长径比不宜过大,且蒙皮成型曲率应可能减小,以降低蒙皮的 Mises 应力;尾部 80 m 处计算值最大为40.86 MPa,仿真值为 42.02 MPa,因尾部曲率本身很小,压差载荷增大对其曲率变化的影响相对较小.

4 结 论

1) 基于飞艇艇囊内外压力压差梯度载荷条件,建立艇囊蒙皮的环向与轴向应力的理论计算方法,利用 Mises 等效应力评价蒙皮的各向应力,并发现其与压差梯度、蒙皮方位、飞行高度、环向及轴向曲率都有关系.

2) 采用 ABAQUS 软件以超压 200,500,800 Pa载荷为例进行仿真,对于飞艇中部蒙皮曲率变化区域,结果与理论计算值均基本保持一致,蒙皮环向应力呈现随压差梯度增大而递增规律,且环向及轴向应力与超压载荷成正相关关系.

3) Mises 应力沿着艇囊轴向向艇囊两端环状递减,且当超压载荷较大引起蒙皮局部曲率变化大时,理论计算值与仿真值相差较大,艇囊设计时长径比不宜过高,局部曲率不应过大.

参考文献 (References)

[1] 胡国昌,夏辉. 吴美平. 平流层飞艇静升力分析[J]. 计算机仿真,2010,27(12):60 - 64
Hu Guochang, Xia Hui, Wu Meiping. Analysis on static lift of stratospheric airship[J]. Computer Simulation, 2010, 27(12): 60 - 64(in Chinese)

[2] Qiu Y, Wang Q, Zhao H. Applications of FBG sensors for airship structural health monitoring[C]//2012 Symposium on Photonics and Optoelectronics, SOPO 2012. Washington D C: IEEE Computer Society, 2012: 1 - 3

[3] Colozaa A, Dolce J. Initial feasibility assessment of a high altitude long endurance airship[R]. NASA/CR-2003212724, 2003

[4] 陈务军,董石麟. 德国(欧洲)飞艇和高空平台研究与发展[J]. 空间结构,2006,12(4):3 - 7
Chen Wujun, Dong Shilin. Research and development of airship and high altitude long endurance platform in Germany(Europe)[J]. Spatial Structures, 2006, 12(4): 3 - 7(in Chinese)

[5] 刘建闽,薛雷平,鲁传敬. 平流层飞艇绕流场与柔性变形的数值模拟[J]. 力学季刊,2006,27(3):440 - 448
Liu Jianmin, Xue Leiping, Lu Chuanjing. Coupling computation of ambient flow and deformation of elastic membrane body[J]. Chinese Quarterly of Mechanics, 2006, 27(3): 440 - 448(in Chinese)

[6] 王兆希,窦宝峰,逄型召. 平流层浮空器用柔性复合材料的断裂性能[J]. 复合材料学报,2011,28(2):211 - 216
Wang Zhaoxi, Dou Baofeng, Pang Xingzhao. Fracture properties of flexible composites from aerostat[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2011, 28(2): 211 - 216(in Chinese)

[7] 黄迪,赵海涛,邱野,等. 平流层飞艇蒙皮强度建模与仿真研究[J]. 计算机仿真,2013,30(1):150 - 153
Huang Di, Zhao Haitao, Qiu Ye, et al. Modeling and simulation analysis of stratospheric airship envelope[J]. Computer Simulation, 2013, 30(1): 150 - 153(in Chinese)

[8] 梁浩全,祝明,姜光泰,等. 基于改进 CO-RS 的平流层飞艇总体设计与优化[J]. 北京航空航天大学学报,2013,39(2):239 - 243
Liang Haoquan, Zhu Ming, Jiang Guangtai, et al. Conceptual design optimization of stratosphere airship based on improved CO-RS[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(2): 239 - 243(in Chinese)

[9] Gillett. Airship technology[M]. Beijing: Science Press, 2007: 121 - 418

[10] Smith Jr F A. Advanced finite element analysis for the skyhook-Boeing HLV aircraft[C]//Mechanic. Simulia Customer Conference. London: Boeing Company, 2009: 1 - 120

[11] Wang Q, Chen J, Fu G, et al. A methodology for optimization design and analysis of stratosphere airship[J]. Aeronautical Journal, 2009, 113(1146): 533 - 540

[12] Alfonso M N, Raquel S R, Alejo L M. Dynamic plantar pressure analysis and midterm outcomes in percutaneous correction for mild hallux valgus[J]. Journal of Orthopaedic Research November, 2011, 1: 1700 - 1706

[13] 曹旭,王伟志,顾正铭. 平流层浮空器蒙皮材料力学性能细观分析[C]//2008 年中国浮空器大会论文集. 长沙:航空工业出版社,2008:290 - 295
Cao Xu, Wang Weizhi, Gu Zhengming. Study on the microcosmic mechanical property of stratosphere airship composite envelope[C]//Chinese Aerstats Conference (2008). Changsha: Aviation Industry Press, 2008: 290 - 295(in Chinese)

[14] 王文隽,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
Wang Wenjun, Li Yong, Yao Wei, et al. Estimation of the ralationship between the pressure in airship ballonet and the tension in its envelop[J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(5): 1109 - 1112(in Chinese)

[15] 高海健,陈务军,付功义. 平流层验证飞艇结构体系比较研究[J]. 宇航学报,2011,32(4): 713 - 720
Gao Haijian, Chen Wujun, Fu Gongyi. Comparison investigation for architecture of stratospheric demonstration airship[J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(4): 713 - 720(in Chinese)

[16] 肖治垣,郦正能. 径向变体飞艇总体参数估算方法[J]. 北京航空航天大学学报,2012,38(5):688 - 691
Xiao Zhiyuan, Li Zhengneng. Parameters estimation method of radial transformable airship[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(5): 688 - 691(in Chinese)