

利用自然能临近空间浮空器的热特性分析

吴 耀, 姚 伟, 王 超, 吕晓辰, 马 蓉

(中国空间技术研究院钱学森空间技术试验室, 北京 100094)

摘 要: 为解决临近空间浮空器驻留期间面临的“超热”、“超压”和“定点抗风”等难题,研究了一种新型的临近空间浮空器,其利用自然界的热能和风能,变“不利”为“有利”,通过简易可行的技术手段实现飞行高度和轨迹的控制,从而实现持久区域驻留。首先建立该新型浮空器的稳态热平衡模型并进行超热值的估算,然后分析系统参数。计算结果表明蒙皮的太阳吸收率和红外发射率对超热值有着重要影响,合理地选择热控涂层可以满足该新型浮空器的设计要求。

关键词: 临近空间; 浮空器; 热分析; 系统参数

中图分类号: V273 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-1328(2015)07-0784-07

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2015.07.006

Thermal Characteristics Analysis of a Near-Space Aerostat Driven by the Natural Energy

WU Yao, YAO Wei, WANG Chao, LV Xiao-chen, MA Rong

(Qian Xuesen Laboratory of Space Technology, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China)

Abstract: In order to solve the issues such as “super-heat”, “super-pressure” and “wind resistance” that near-space aerostats are faced with during station keeping, the novel near-space aerostat investigated in this paper makes use of natural heat and wind energy, and transforms the disadvantages into advantages. The novel aerostat uses the simple technical method to control altitude and trajectory, thus it meets the requirements of long duration and regional station keeping. The thermal equilibrium model of this novel aerostat is established to analyze the superheating, and further the system parameters are analyzed in this paper. The results suggest that both solar absorptivity and emissivity of the envelope have significant influence on its superheating and the reasonable choice of the thermal control coating can meet the requirements of system design.

Key words: Near space; Aerostat; Thermal analysis; System parameters

0 引 言

临近空间独特的资源优势已成为各国关注的热点,是21世纪利用高技术开发的重点空间领域,具有重要的应用前景^[1]。临近空间浮空器作为临近空间信息平台,通过携带光学、微波等遥感载荷和无线通信载荷,可实现对特定区域的长期、实时、全天候、全天时的高分辨率对地观测和高速移动通信,可为空天预警、战场侦察监视、实时监控、反恐维稳、防

灾减灾、环境监测和高速通信等应用需求提供崭新的技术手段^[2]。

临近空间工作高度的持久区域驻留是制约临近空间浮空器发展的首要问题。持久区域驻留面临的两个基本矛盾是重量与浮力的矛盾、阻力与能源动力的矛盾^[3]。为满足长期驻留期间的“定点抗风”需求,能源系统重量一般很大,导致现有临近空间浮空器体积规模巨大。此外,临近空间浮空器持久区域驻留期间,白天由于太阳

辐照,浮空器将产生严重“超热”,导致气囊超压和浮力变化^[4]。研究表明,在 20 km 高度,白天浮空器囊体“超热”可达 40 ℃,1 ℃超热会产生约 25 Pa 的超压,如不采取有效措施,“超热”引起的超压导致浮空器体积变大,浮空器“超轻”偏离驻留高度而升高,出现更严重的超压,最终导致囊体因不能承担过压而损坏。例如,在 2008 年美国 HiSentinel50 浮空器驻留期间,内外压差高达 1121 Pa,导致蒙皮破裂,试验失败^[5]。夜间,则由于囊内气体温度的降低,造成囊体失压,浮空器有可能因“超重”而下降。

美国 20 世纪 70 年代开始高空飞艇研究,分析了高空飞艇长期驻留的难题,并将能源和热问题列为需重点研究的问题^[6]。现有高空飞艇的能源动力系统组成相对复杂,技术难度较大,总体转化效率较低,面临突出的重量和可靠性问题。对于长期驻留面临的热问题和由此产生的超压和浮力控制问题,一般采用“被动”解决思路,例如通过优化蒙皮涂层,降低囊体内部气体“超热”程度;通过囊体直接承压或浮升气体相变调节来面对超热引起的超压和实现浮力协调控制。但上述解决思路的技术可行性和费效比还有待深入研究。

姚伟等^[7]提出一种利用自然能的临近空间持久区域驻留浮空器,充分利用临近空间的热能和风能,采用环境协同热力飞行的设计思想,有望解决持久区域驻留面临的能源和热问题,从而实现持久区域驻留。该浮空器借鉴了国外红外热气球的概念,法国提出的红外热气球(MIR)^[8]已经进行了多次的在临近空间的飞行,飞行时间较长(平均飞行时间 3 周,最长记录 69 天),显示了其长航时的飞行能力。MIR 携带的氦气提供升力实现升空,在两到三天后会全部排空,更为重要的是,MIR 缺乏主动的控制手段,只能随风飘飞,无法实现在特定区域的巡航驻留。而本文研究的新型临近空间浮空器利用自然环境热能产生的“超热”和临近空间准零风层的特点,通过阀门开关进行飞行高度控制,从而实现区域驻留的目标;并可通过气动帆进行水平轨迹调节。本文根据该新型浮空器的设计特点,建立了其热模型并进行了超热值的估算,然后在此基础上进行了系统参数的初步分析。

1 系统组成

新型浮空器主要由热气球系统、设备载荷舱和下挂气动帆面系统三部分组成,如图 1 所示^[7]。

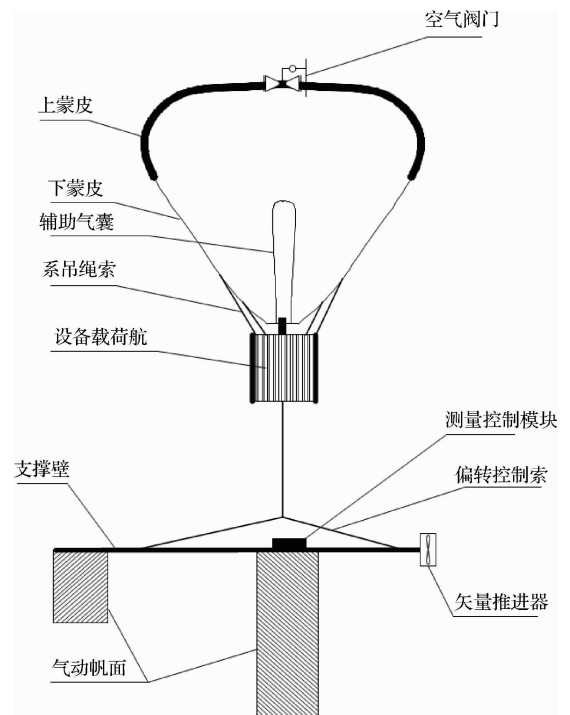


图 1 利用自然能飞行的临近空间浮空器系统组成示意图
Fig. 1 Schematic of the near-space aerostat driven by the natural energy

热气球系统主要包括主气囊、副气囊和空气阀门。主气囊采用优化热控涂层方案设计,提高驻留期间的环境热能吸收量;副气囊充填辅助浮升气体,以保证浮空器系统具有充足的浮升能力;空气阀门满足浮空器系统高度调节要求,通过打开空气阀门,减少有效热空气体积,降低浮空器驻留高度。设备载荷舱主要包括能源装置、有效载荷以及其它辅助设备。下挂气动帆面系统包括气动帆面、支撑臂、测量控制模块、偏转控制索和矢量推进器。

热气球系统提供浮空器整体浮力并控制浮空器的驻留高度,设备载荷舱容纳辅助设备及帆面控制装置,下挂气动帆面系统通过绳索与热气球系统连接,实现浮空器系统的偏航控制。

自然热-帆耦合驱动临近空间浮空器主要是在国外红外热气球基础上,通过技术创新,实现热、力参数的主动控制和自适应变化,其方案具有以下特点:

1) 利用所在环境能量资源(包括太阳辐射能、地球红外辐射能、大气风能等),采取环境协同的设计理念,大大降低了浮空器的能源需求,提高了浮空器持久驻留能力;

2) 通过优化配置主气囊、副气囊和控制阀门,避免驻留期间出现囊体超压,并能有效控制浮空器的驻留高度;

3) 浮空器系统具有高度主动控制能力,根据所在区域风场环境特点,主动调节浮空器驻留高度,配合下挂帆面,实现浮空器的区域驻留和机动巡航。

2 热分析模型

新型浮空器主要依靠热气球系统提供的净浮力满足浮空器在临近空间高度的驻留,热气球系统的净浮力主要由两部分产生:一是主气囊内的加热空气;二是副气囊内的辅助浮升气体(氦气)。主气囊蒙皮的热控涂层性能直接决定内部空气的“超热”程度,进而影响浮空器系统的浮升能力和浮重平衡设计结果。为此,本文首先针对浮空器系统开展了驻留高度区域的热分析。

新型浮空器主气囊由上、下蒙皮拼接而成。上蒙皮设计采用低红外发射率的热控涂层,以避免热量的散失,下蒙皮设计采用高红外发射率的热控涂层,利用太阳辐射和地球红外辐射的双重加热作用满足浮空器白天和夜晚内部空气的“超热”需求。

为研究不同热控涂层对系统“超热”能力的影响,本文针对该新概念浮空器开展了热力学建模与仿真分析。浮空器主气囊半径为 27.5 m,驻留高度区域为准零风层,即 18 km(夜间)~25 km(白天)。热分析中考虑太阳辐射、地球反照辐射、地球红外辐射、蒙皮的红外辐射^[4],以及外部自然对流换热^[9]。

假设蒙皮及内部气体温度相等,整体稳态的热平衡方程为:

$$\dot{Q}_s + \dot{Q}_a + \dot{Q}_{\text{IR},e-b} + \dot{Q}_{\text{IR}} + \dot{Q}_{\text{IR},\text{atm}-b} + \dot{Q}_c = 0 \quad (1)$$

式中:左端各项分别为蒙皮吸收的太阳辐射 \dot{Q}_s ,蒙皮吸收的地球反照辐射 \dot{Q}_a ,蒙皮吸收的地球红外辐射 $\dot{Q}_{\text{IR},e-b}$,蒙皮外表面红外辐射 \dot{Q}_{IR} ,大气红外辐射 $\dot{Q}_{\text{IR},\text{atm}-b}$,蒙皮外表面对流换热 \dot{Q}_c 。

蒙皮吸收的太阳辐射热流:

$$\dot{Q}_s = \alpha_s I_s A_p \quad (2)$$

蒙皮吸收的地球反照热流:

$$\dot{Q}_a = \alpha_s \dot{q}_{\text{AB}} A \varphi_e \quad (3)$$

蒙皮吸收的地球红外辐射热流:

$$\dot{Q}_{\text{IR},e-b} = \varepsilon \dot{q}_{\text{IR},e} A \varphi_e \quad (4)$$

蒙皮表面的辐射热流:

$$\dot{Q}_{\text{IR}} = -\varepsilon \sigma T^4 A \quad (5)$$

大气红外辐射热流:

$$\dot{Q}_{\text{IR},\text{atm}-b} = \varepsilon \sigma T_{\text{BB}}^4 A \quad (6)$$

蒙皮外表面对流换热:

$$\dot{Q}_c = f_c A (T_{\text{atm}} - T) \quad (7)$$

式(2)~(7)中: α_s 为太阳吸收率, ε 为表面发射率, A 为表面积, A_p 投影面积, σ 为 Boltzman 常数, I_s 为太阳辐射强度, \dot{q}_{AB} 为地球反照辐射热流密度, $\dot{q}_{\text{IR},e}$ 为地球红外辐射热流密度, f_c 为自然对流表面传热系数; φ_e 为浮空器所处高度的地球视角因数,计算如式(8)所示^[9]; T 为浮空器的温度, T_{atm} 为大气温度,对于对流层以上,黑球模型中的 T_{BB} 值通常晴天取 $214.4 \text{ K}^{[10]}$ 。主气囊表面按球形近似。

$$\varphi_e = \frac{1}{2} \left\{ 1 - \cos \left[\arcsin \left(\frac{R_e}{R_e + H} \right) \right] \right\} \quad (8)$$

式中: R_e 为地球平均半径,取 6371 km, H 为浮空器所在的高度。

夜间无太阳辐射,则式(1)可具体写为:

$$\varepsilon_b 4\pi r^2 \varphi_e \dot{q}_{\text{IR},e} + f_c 4\pi r^2 (T_{\text{atm}} - T) - (\varepsilon_u + \varepsilon_b) \sigma 2\pi r^2 T^4 + (\varepsilon_u + \varepsilon_b) \sigma 2\pi r^2 T_{\text{BB}}^4 = 0 \quad (9)$$

式中: ε_u 及 ε_b 分别为蒙皮上、下表面的发射率。

假设蒙皮上、下表面的太阳吸收率一样,则正午时式(1)可具体写为:

$$\alpha \pi r^2 I_s + \alpha 4\pi r^2 \varphi_e \dot{q}_{\text{AB}} + \varepsilon_b 4\pi r^2 \varphi_e \dot{q}_{\text{IR},e} + f_c 4\pi r^2 (T_{\text{atm}} - T) - (\varepsilon_u + \varepsilon_b) \sigma 2\pi r^2 T^4 + (\varepsilon_u + \varepsilon_b) \sigma 2\pi r^2 T_{\text{BB}}^4 = 0 \quad (10)$$

式中: α 为蒙皮太阳吸收率。

式(9)及式(10)中的大气温度 T_{atm} 采用国际标准大气模型,太阳辐射、地球反照辐射、地球红外辐射以及对流表面传热系数分别计算如下。

1) 太阳辐射计算

对于绕日运行的太阳系行星而言,地-日距离在一年内发生变化,太阳辐射能在一年内不同时间的变化可写为^[11]:

$$I_0 = S_0 \left(\frac{1 + e \cos \alpha}{1 - e^2} \right)^2 \quad (11)$$

式中:轨道偏心率 $e = 0.0167$, 太阳常数 S_0 可取 1367 W/m^2 , 日角 α 定义为在近日点为 0° , 每天增加 0.98° 。

经过大气衰减后的太阳辐射强度为:

$$I_s = \tau_{\text{atm}} I_0 \quad (12)$$

式中: τ_{atm} 为太阳辐射透射率, 需根据太阳光穿过大气的路径进行计算^[9]:

$$\tau_{\text{atm}} = 0.5 \left[\exp(-0.65M) + \exp(-0.95M) \right] \quad (13)$$

大气质量 M 计算如下:

$$M = \left(\frac{P_a}{P_0} \right) \left[\sqrt{1229 + (614 \sin \theta)^2} - 614 \sin \theta \right] \quad (14)$$

式中: P_a 为计算高度的大气压力, P_0 为地面大气压力, θ 为太阳高度角。

太阳高度角 θ 可通过下式计算:

$$\sin \theta = \sin \delta \sin \varphi + \cos \delta \cos \varphi \cos \Omega \quad (15)$$

式中: δ 为太阳赤纬, φ 为当地纬度, 太阳时角 $\Omega = (t - 12) \times 15^\circ$, t 为当地太阳时。

2) 地球反照辐射计算

根据太阳辐射在大气层的传播特点, 采用以下简化公式计算地球反照热流密度^[9]:

$$\dot{q}_{\text{AB}} = \rho_e I_0 \sin \theta \quad (16)$$

式中: ρ_e 为地球-大气系统对太阳辐射的反照率。

3) 地球红外辐射计算

根据 Stefan-Boltzman 定律, 地面红外辐射热流密度可以写为^[9]:

$$\dot{q}_{\text{IR},s} = \varepsilon_s \sigma T_s^4 \quad (17)$$

式中: ε_s 为地球表面发射率, σ 为 Boltzman 常数, T_s 为地球表面温度。

考虑到地表红外辐射在向大气层发射时, 受到大气吸收产生的衰减作用, 则不同高度下的地球红外辐射热流密度为:

$$\dot{q}_{\text{IR},e} = \tau_{\text{IR},\text{atm}} \dot{q}_{\text{IR},s} \quad (18)$$

式中: $\tau_{\text{IR},\text{atm}}$ 为红外辐射大气透射率, 可通过下式计算^[9]:

$$\tau_{\text{IR},\text{atm}} = 1.716 - 0.5 \left[\exp\left(-0.65 \frac{P_a}{P_0}\right) + \exp\left(-0.95 \frac{P_a}{P_0}\right) \right] \quad (19)$$

4) 对流表面传热系数计算

自然对流表面传热系数采用 Farley (2005) 计算^[9]如下:

$$f_c = \frac{\lambda_{\text{air}} Nu_{\text{air}}}{D} \quad (20)$$

其中, 大气的导热系数为:

$$\lambda_{\text{air}} = 0.0241 \left(\frac{T_{\text{air}}}{273.15} \right)^{0.9} \quad (21)$$

自然对流的努塞尔数为:

$$Nu_{\text{air}} = 2 + 0.45 (Pr_{\text{air}} Gr_{\text{air}})^{0.25} \quad (22)$$

大气的普朗特数为:

$$Pr_{\text{air}} = 0.804 - 3.25 \times 10^{-4} T_{\text{air}} \quad (23)$$

自然对流的格拉晓夫数为:

$$Gr_{\text{air}} = \frac{\rho_{\text{air}}^2 g |T_{\text{film}} - T_{\text{air}}| D^3}{T_{\text{air}} \mu_{\text{air}}^2} \quad (24)$$

大气的动力黏度为:

$$\mu_{\text{air}} = 1.458 \times 10^{-6} \frac{T_{\text{air}}^{1.5}}{T_{\text{air}} + 110.4} \quad (25)$$

式(20)~式(25)中: ρ_{air} 及 T_{air} 为所处高度大气的压强及温度, T_{film} 为蒙皮温度, D 为气球的半径, g 为重力加速度。

3 系统参数分析

首先采用 Stefan^[6]发表的高空飞行试验数据对本文热分析模型进行初步验证。利用本文模型计算得到的结果与 Stefan 的试验数据对比情况如表1所示。由表可见, 利用本文热分析模型计算得到的结果与试验数据能较好的吻合, 两者之间最大的误差为 4 K。因目前试验数据少, 后续需要更多的试验数据对本文的热分析模型进行进一步的验证。

表1 试验数据与计算结果的对比

Table 1 Comparison of the experimental data and the simulation result

飞行时刻	利用本文模型计算的结果/K	飞行试验数据(氦气温度)/K
夜间	217	216
中午	290	286

以北纬 30° 地区春分时为例进行热分析, 计算

条件为:系统夜间处于 18 km 的高度,正午处于 25 km 的高度。

图 2 为浮空器系统在夜间的超热值(相对于运行高度的环境温度)随蒙皮上、下表面发射率(变化范围均为 0.1 ~ 0.9)的变化情况。由图可见,在夜间,系统超热值随着下表面发射率的增加而增大,因为吸收的地球红外辐射增大;而随着上表面发射率的增加而降低,因为上表面的红外辐射热流增大。当上表面和下表面发射率分别取 0.1 和 0.9 时,最大超热值达到约 50 K。

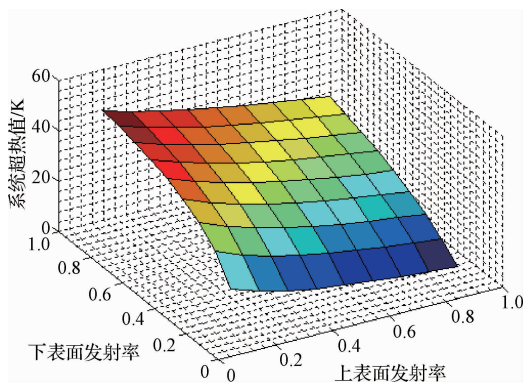


图 2 浮空器夜间超热值随蒙皮上、下表面发射率的变化情况

Fig. 2 Variation of the superheating at night, with respect to the emissivity of upper and lower envelope

综合考虑夜间和白天的设计,首先为了使得夜间系统超热值达到最大,应选取上表面和下表面发射率分别为 0.1 和 0.9。图 3 为此时浮空器系统在夜间及正午的超热值随蒙皮太阳吸收率的变化情况。可以看出,正午超热值随着太阳吸收率的增大而升高。当蒙皮上表面太阳吸收率和发射率分别为 0.9、0.1,蒙皮下表面太阳吸收率和发射率分别为 0.9、0.9 时,正午系统的超热值达到最大,约为 160 K。

新型浮空器主要依靠热气球系统提供的净浮力满足系统在临近空间高度的驻留,浮重平衡设计是新型浮空器总体方案设计的前提和基础。

设计高度为准零风层的上下限,即 18 ~ 25 km。为了夜间在最低运行高度处能通过关闭阀门使内部气体温度升高而使得浮空器上升,从而达到夜间轨迹控制的目的,同时参考以上超热值估算的结果,选取最低系统超热值的设计值为 20 K。选取主气囊半径 r 及氦气囊完全展开时半径占主气囊半径的比例 α ($0 < \alpha < 1$) 为设计变量。假设氦气

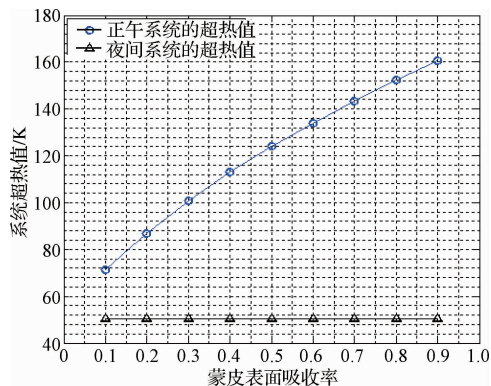


图 3 上表面和下表面发射率分别为 0.1 和 0.9 时,浮空器夜间及正午超热值随表面吸收率的变化情况

Fig. 3 Variation of the superheating at night and noon, with respect to the envelope absorptivity of aerostat (emissivity is 0.1 for upper and 0.9 for lower envelope)

的质量保持不变;阀门打开时主气囊与氦气囊的压力等于外界的大气压力。

随着高度上升,外界大气密度下降,比如 25 km 处的外界大气密度仅为 18 km 处的 1/3,而超热值的增加无法补偿大气密度的降低,因此制约整个设计的因素,或者说对设计结果影响最大的是浮空器运行最高处的浮重平衡。在运行最高处满足浮重平衡后,在运行最低处会产生净升力,而不管净升力有多大,都可以通过开启阀门使得内部降温,从而使净升力为零稳定在最低处;并且,在夜间可以通过关闭阀门使内部温度升高,产生净升力,浮空器开始上升,这样就提高了夜间的机动性,使得夜间的巡弋成为可能。

随着气球不断上升,压强不断降低,氦气囊在不断地膨胀。假设在设计的最高运行高度处(25 km)氦气囊完全展开,则由理想气体状态方程有:

$$P_a \frac{4}{3} \pi (\alpha r)^3 = m_{\text{He}} R_{\text{He}} (T_a + \Delta T) \quad (26)$$

式中: m_{He} 为氦气的质量, P_a 及 T_a 分别为 25 km 处外界大气的压强和温度, ΔT 为 25 km 高度处的超热值, R_{He} 为氦气的气体常数。

25 km 高度处的浮重平衡应满足:

$$\rho_a V - m_{\text{He}} - \rho_{\text{air}} V_{\text{air}} = m_{\text{payload}} + 4\pi r^2 \eta_{\text{airbal}} + 4\pi (\alpha r)^2 \eta_{\text{Hebal}} \quad (27)$$

式中: ρ_a 为 25 km 处外界大气的密度, ρ_{air} 为内部空气的密度, V 及 V_{air} 分别为主气囊的体积及内部空气的体积, η_{airbal} 及 η_{Hebal} 分别为主气囊和氦气囊的面密度, m_{payload} 为载荷质量。

此时氦气囊完全展开,所以内部空气体积:

$$V_{\text{air}} = \frac{4}{3}\pi r^3(1 - \alpha^3) \quad (28)$$

由理想气体状态方程可得内部热空气的密度为:

$$\rho_{\text{air}} = \rho_a \frac{T_a}{T_a + \Delta T} \quad (29)$$

将式(26)、(28)、(29)代入式(27)中,可得:

$$\frac{4}{3}\pi r^3 \left[\rho_a \frac{T_a \alpha^3 + \Delta T}{T_a + \Delta T} - \frac{P_a \alpha^3}{R_{\text{He}}(T_a + \Delta T)} \right] = m_{\text{payload}} + 4\pi r^2 (\eta_{\text{airbal}} + \alpha^2 \eta_{\text{Hebal}}) \quad (30)$$

首先取 25 km 高度处最高系统超热值为 80 K 进行分析,相关参数如表 2 所示。

表 2 相关参数表

Table 2 The correlative parameters

相关参数	对应值
25 km 高度处大气压强/Pa	2508.9
25 km 高度处大气温度/K	221.65
25 km 高度处大气密度/(kg · m ⁻³)	0.0398
25 km 高度处超热值/K	80
空气的气体常数/(J · kg ⁻¹ · K ⁻¹)	287
氦气的气体常数/(J · kg ⁻¹ · K ⁻¹)	2077
载荷质量/kg	100
主气囊面密度/(kg · m ⁻²)	0.1
氦气囊面密度/(kg · m ⁻²)	0.06

图 4 为计算结果,由图可见,随着氦气囊所占比例的增加,所需的主气囊的半径减小。这是可以理解的,氦气提供的浮力在增加,因此所需的超热空气的量就减少,即氦气囊提供的浮力比重增大会减小整个浮空器的大小规模。

同时,最高的系统超热值会对浮空器的大小产生很大的影响,当改变最高运行高度 25 km 处的超热值时,浮空器的半径变化情况如图 5 所示。

容易看出,当 25 km 高度处的最大超热值增大时,所需的浮空器的半径减小。这是容易理解的,内部气体温度越高,密度就会越小,同样大小的气球会提供更大的浮力;另外,从图 5 可以看出,氦气囊所占的比例越小时,这种差距越大。

考虑到该新型浮空器需要通过打开或关闭空气阀门来达到系统高度调节的目的,内部氦气囊所占比例过大会影响阀门开启时空气的流动,如图 6 所示,因此内部氦气囊的体积不宜过大。

结合以上分析结果,考虑浮空器的规模及热控

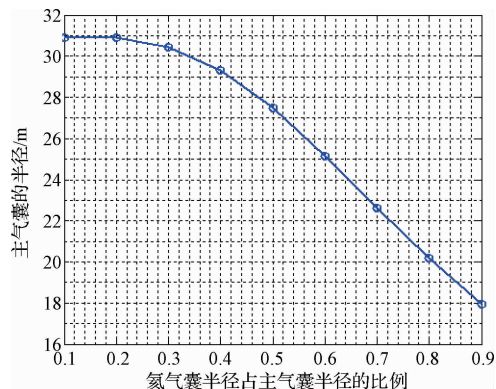


图 4 浮空器半径随氦气囊所占比例的变化情况

Fig. 4 Variation of the aerostat radius, with respect to the proportion of helium balloonet

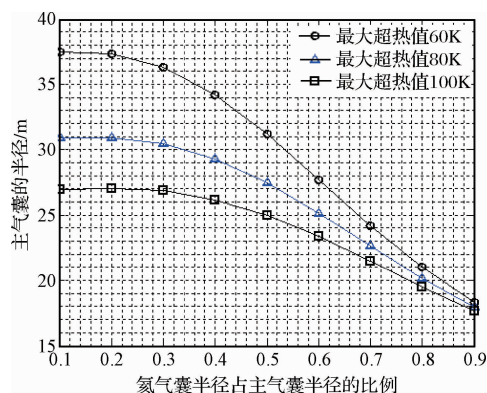
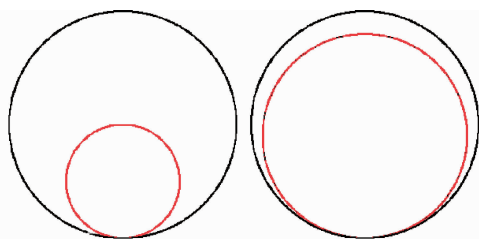


图 5 不同最大超热值对应的浮空器半径变化情况

Fig. 5 Variation of the aerostat radius at different maximum superheating



氦气囊半径是主气囊半径的一半 氦气囊半径是主气囊半径的90%

图 6 氦气囊所占不同比例的示意图

Fig. 6 Schematic of the proportion of helium balloonet

涂层的设计,选取超热值的变化范围为 20 ~ 80 K,氦气囊的半径为主气囊半径的一半。

4 结论

利用自然能的新型临近空间浮空器利用驻留区域的大气环境,变“不利”为“有利”,通过简易可行的技术手段,实现飞行高度和轨迹的控制。本文介绍了该新型浮空器的系统组成,建立了热模型并进

行了超热值的估算,然后在此基础上进行了系统参数的初步分析。主要结论如下:

1)系统在夜间的超热值(相对于运行高度的环境温度)随着蒙皮下表面发射率的增加而增大,随着上表面发射率的增加而降低。本文算例中,当蒙皮上表面和下表面发射率分别取0.1和0.9时,最大超热值达到约50 K。

2)蒙皮上表面和下表面发射率一定时,浮空器系统在正午的超热值随着太阳吸收率的增大而升高。本文算例中,当蒙皮上表面太阳吸收率和发射率分别取0.9、0.1,蒙皮下表面太阳吸收率和发射率分别取0.9、0.9时,最大超热值达到约160 K。

3)氦气囊所占比例的增加会使所需的主气囊半径减小,即氦气囊提供的浮力比重增大会减小整个浮空器的大小规模;25 km高度处的最大超热值增大会使所需的主气囊半径减小;为了空气阀门开启时空气流动的顺畅,内部氦气囊的体积不宜过大。结合分析结果,考虑浮空器的规模及热控涂层的设计,选取系统超热值的变化范围为20~80 K,氦气囊的半径为主气囊半径的一半。

参 考 文 献

- [1] 王彦广,李健全,李勇,等. 近空间飞行器的特点及其应用前景[J]. 航天器工程, 2007, 16(1):50-57. [Wang Yan-guang, Li Jian-quan, Li Yong, et al. Characters and application prospects of near space flying vehicles [J]. Spacecraft Engineering, 2007, 16(1):50-57.]
- [2] 王艳奎. 临近空间飞行器应用前景及发展分析[J]. 国防科技, 2009, 30(2):20-24. [Wang Yan-kui. An analysis on application prospects and development of near-space vehicles [J]. National Defense Science & Technology, 2009, 30(2):20-24.]
- [3] 王钢林,罗明强,武哲. 临近空间浮空器总体参数的优化设计研究[J]. 航天控制, 2008, 26(2):9-14. [Wang Gang-lin, Luo Ming-qiang, Wu Zhe. Optimization on sizing of high-

altitude/long-endurance airship [J]. Aerospace Control, 2008, 26(2):9-14.]

- [4] 姚伟,李勇,范春石,等. 复杂热环境下平流层飞艇高空驻留热动力学特性[J]. 宇航学报, 2013, 34(10):1309-1315. [Yao Wei, Li Yong, Fan Chun-shi, et al. Heat dynamics behavior of a stratospheric airship in a complex thermal environment at high-altitude station-keeping conditions [J]. Journal of Astronautics, 2013, 34(10):1309-1315.]
- [5] Lee M, Smith S, Androulakakis S. The high altitude lighter than air airship efforts at the US Army Space and Missile Defense Command/Army Forces Strategic Command [C]. 18th AIAA Lighter-Than-Air Systems Technology Conference, Seattle, USA, May 4-7, 2009.
- [6] Stefan K. Thermal effects on a high altitude airship [C]. Lighter-Than-Air Systems Conference, Anaheim, USA, July 25-27, 1983.
- [7] 姚伟,王超,马蓉,等. 一种自然热和帆驱动的轨迹可控浮空器系统:中国,201310577148.7[P]. 2014-03-26.
- [8] Letrenne G, Nouel F, Dubourg V. French long duration balloon activity; the infrared montgolfiere (MIR); the superpressure balloon (BPS) [C]. AIAA International Balloon Technology Conference, Norfolk, USA, June 28-July 1, 1999.
- [9] Farley R E. Balloon ascent; 3-D simulation tool for the ascent and float of high-altitude balloons [C]. AIAA 5th Aviation, Technology, Integration, and Operations Conference, Arlington, USA, September 26-28, 2005.
- [10] Carlson L A, Horn W J. New thermal and trajectory model for high-altitude balloons [J]. Journal of Aircraft, 1983, 20(6):500-507.
- [11] Colozza A. Initial feasibility assessment of a high altitude long endurance airship [R]. NASA/CR-2003-212724, NASA, USA, December, 2003.

作者简介:

吴 耀(1983-),男,博士生,主要从事浮空探测器热力耦合机理及动力学特性研究。

通信地址:北京5142信箱225分箱(100094)

电话:(010)68113050

E-mail:castwuyao@126.com

(编辑:牛苗苗)