

准零风层新型临近空间浮空器区域驻留性能*

邓小龙¹, 李 魁¹, 于春锐², 杨希祥¹, 侯中喜¹

(1. 国防科技大学空天科学学院, 湖南长沙 410073; 2. 北京跟踪与通信技术研究所, 北京 100094)

摘要:以基于平流层底部的准零风层风场进行区域驻留的新型临近空间浮空器为研究对象,介绍了其工作原理和系统组成。通过建立动力学模型、高度调控模型和能源模型,分析浮空器在基于飞行速度约束和基于南北范围约束两种工作模式下的区域驻留能力,并讨论浮空器在这两种工作模式下的动态能源特性。对长沙地区风场环境的研究结果表明,相对于无控自由飞行状态,浮空器在两种工作模式下均可实现100 km直径范围的长时驻留,基于飞行速度约束工作模式对能量的消耗更低。

关键词:临近空间浮空器;准零风层;区域驻留;高度调控

中图分类号:V1 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2019)01-005-08

Station-keeping performance of novel near-space aerostat in quasi-zero wind layer

DENG Xiaolong¹, LI Kui¹, YU Chunrui², YANG Xixiang¹, HOU Zhongxi¹

(1. College of Aeronautics and Astronautics, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;
2. Beijing Institute of Tracking and Telecommunication Technology, Beijing 100094, China)

Abstract: A novel near-space aerostat based on quasi-zero wind-layer field for station-keeping was investigated. The working principle and system composition of the aerostat were introduced first. After that, a model comprising of dynamics, altitude control and energy circle was established. The properties of station-keeping and energy circle of the aerostat were studied in two typical working modes: flight speed limitation and north-south displacement limitation. With the weather input of Changsha, it is found that, compared with uncontrolled free-flying mode, the aerostat can achieve long resident in a 100 km diameter range under both working modes. Moreover, the energy consumption of the aerostat with flight speed limitation mode is lower than that of the other mode.

Keywords: near-space aerostat; quasi-zero wind layer; station-keeping; altitude control

临近空间浮空器是指主要利用浮力在20 km高度附近进行持久驻空飞行的浮空类飞行器,主要包括平流层飞艇和高空气球^[1]。通过携带任务载荷,临近空间浮空器具备对特定区域进行长期、实时、全天候、全天时的信息获取与信息对抗能力,可为高分辨率对地观测、预警探测、通信中继、防灾减灾、环境监测和高速通信等应用需求提供技术途径,具有巨大的军事应用和民用前景,引起了越来越多国家的重视^[2-3]。

由于临近空间大气密度极低,浮空器需要庞大的体积来提供浮力,致使其飞行性能严重受制于环境风场。为开展区域定点驻留任务,临近空间浮空器通常采用传统的对抗风场的策略,即利用强大的动力和能源克服风场执行飞行任务,这也致使临近空间浮空器的动力分系统和能源分系

统的设计非常复杂,不仅重量代价高,而且在总体设计上常陷入“体积—阻力—推力—能源—重量—体积”的恶性循环,这也是目前平流层飞艇设计所面临的一个重要问题^[4-5]。

在平流层高度,大气运动以东西方向的水平运动为主,垂直对流较弱。研究发现,平流层风场在冬夏转换期间东西风向发生翻转,在东风带和西风带之间存在空间范围较大、时间上比较稳定的纬向风转换层,即准零风层^[6]。由于准零风层上下层的纬向风风向相反,基于对反向风层风场利用的新型临近空间浮空器,理论上能以较小的能源和动力代价实现飞行器的区域驻留,为临近空间浮空器区域驻留问题提供一种解决途径^[7-8]。

谷歌公司提出的“Project Loon”项目采取超

* 收稿日期:2018-03-30

基金项目:国家部委基金资助项目(GFZX040201-1)

作者简介:邓小龙(1984—),男,湖北荆门人,讲师,博士,E-mail:xiaolong.deng@outlook.com

压球体制,通过调节副气囊内空气量来改变浮空器飞行高度,从而利用不同高度层风场实现飞行轨迹设计,旨在通过气球网络对一定区域进行信号覆盖^[9]。Northrop Grumman 公司提出的“STRATACUS”项目采用零压球体制,通过氦气温度对不同高度层风场的利用进行飞行轨迹设计,旨在为一定区域提供 C⁴ISR 服务^[10]。王超等^[11]提出通过对浮空器的热能利用进行空气的排放控制,进而高度调控,通过悬挂的气动帆面进行航向控制,以实现临近空间浮空器的轨迹控制。Saito 等^[12]提出了一种具备长航时驻空飞行能力的串联气球系统,该系统包含一个零压主气球、载荷以及位于载荷下方的一个超压气球,通过一根可伸缩的悬挂绳提高串联气球系统的驻空性能,在仅消耗少许能源的情况下改变主零气球的驻空高度,可利用不同风向的风层进行轨迹控制。由此可见,基于风场利用的临近空间浮空器是当前研究前沿,但大多集中于试验探索或概念研究,区域驻留的相关报道有限。

1 临近空间快速响应浮空器

临近空间快速响应浮空器基于准零风层风场利用策略进行区域驻留,基于高度调控分系统和动力推进分系统对飞行器南北方向和东西方向分别进行控制:在南北方向上,通过飞行平台携带的动力系统进行控制;在东西方向上,通过高度调控系统来实现对不同风层的纬向风场利用,当需要向东飞行时,可控制其飞行高度使其进入西风带,利用该风层的风场能量飞行,反之则进行东风带飞行。通过对驻空高度的反复调整和南北飘移的反复修正控制来实现在一定区域的长时驻空,其工作原理如图 1 所示。

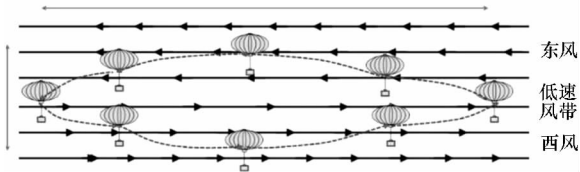


图 1 东西方向控制原理图

Fig. 1 Schematic of the east-west direction control

临近空间快速响应浮空器系统主要包括球体结构分系统、高度调控分系统、动力推进分系统、能源分系统、航电分系统、载荷分系统等。通过多学科建模分析,以总质量最小为设计目标函数,根据浮重、推阻、能源三大平衡关系得到如表 1 所示的总体设计参数。

表 1 主要设计参数

Tab. 1 Main design parameters

符号	参数	设计值
V_R	主囊体体积/ m^3	5277
V_{aux}	副气囊体积/ m^3	2739
$m_{payload}$	有效载荷质量/kg	20
S_{SC}	太阳能电池面积/ m^2	30
W	储能电池能量/Wh	14 172
P_{SC}	推进系统功率/W	734
H	飞行高度/km	20
m_{system}	系统总质量/kg	465

2 区域驻留建模

2.1 动力学模型

临近空间快速响应浮空器系统通过高度调控对不同高度纬向风场利用进行东西方向的飞行控制,通过推进对南北方向进行飞行控制。建立浮空器系统的质点模型,忽略球体弹性变形和姿态变化的影响^[13]。

由牛顿第二定律,竖直方向动力学方程为:

$$\sum F_{vertical} = \frac{d(Mv_{vertical})}{dt} \quad (1)$$

式中, M 为快速响应浮空器系统总质量和附加惯性质量的总和:

$$M = m_{system} + k\rho_{air}V \quad (2)$$

k 为附加惯性质量系数, V 为浮空器体积。附加惯性质量为飞行器运动所排开空气对其的反作用效应,对于体积小的飞行器,此作用可以忽略;对于体积较大的浮空类飞行器,则应考虑附加惯性质量的影响。

浮空器内气体状态方程:

$$PV = m_{He}R_{He}T + m_{air}R_{air}T \quad (3)$$

式中, m_{He} 为浮空器内氦气质量, R_{He} 为氦气常数, m_{air} 为浮空器内空气质量, R_{air} 为空气常数, T 为气体温度,由于系统高度变化远快于温度变化,假定氦气温度与环境温度相同。快速响应浮空器在竖直方向所受外力包括浮力 F_b 、重力 G 、气动阻力 F_{dv} :

$$F_{vertical} = F_b + G + F_{dv} \quad (4)$$

$$F_b = \rho_{air}gV_R \quad (5)$$

$$G = Mg \quad (6)$$

$$F_{dv} = \frac{1}{2}C_d\rho_{air}v_{vertical}^2S_{xy} \quad (7)$$

式中, ρ_{air} 为大气密度, $v_{vertical}$ 为升降速度, S_{xy} 为参考面积。采用正球形浮力体,其阻力系数 C_d 经验

公式^[14]为:

$$\begin{cases} C_d = \frac{24}{Re} + \frac{6}{1 + \sqrt{Re}} + 0.4, Re \leq 2.7 \times 10^5 \\ \lg C_d = 25.821 - 4.825 \lg Re, \\ 2.7 \times 10^5 < Re \leq 3.7 \times 10^5 \\ \lg C_d = -0.699 - 0.347e^{-38.533(\lg \frac{Re}{3.7 \times 10^5})^{5.306}}, \\ 3.7 \times 10^5 < Re \leq 10^6 \\ C_d = 0.2, Re > 10^6 \end{cases} \quad (8)$$

其中, Re 为雷诺数。

由牛顿第二定律,水平方向动力学方程为:

$$\sum F_{\text{horizontal}} = \frac{d(Mv_{\text{horizontal}})}{dt} \quad (9)$$

在水平方向所受外力包括气动阻力 F_{dh} 和推进系统的推力 F_T :

$$F_{\text{horizontal}} = F_{\text{dh}} + F_T \quad (10)$$

$$F_{\text{dh}} = \frac{1}{2} C_d \rho_{\text{air}} v_{\text{horizontal}}^2 S_{xz} \quad (11)$$

$$F_T = P_T \eta_T / v_{\text{horizontal}} \quad (12)$$

式中: $v_{\text{horizontal}}$ 为水平方向空速; S_{xz} 为参考面积; P_T 为推进系统输出功率; η_T 为推进系统效率,包括电机、螺旋桨等效率。

2.2 高度调控模型

高度调控分系统通过将空气排出或压入副气囊,改变浮空器的总重量,进而调整驻空浮重平衡状态。当需要提升浮空器的飞行高度时,开启排气阀,副气囊中空气受内外压差作用而排出,减少浮空器总重,在到达预期飞行高度时控制浮重平衡。反之,当需要降低浮空器的飞行高度时,鼓风机做功,将环境空气压入副气囊,增加浮空器总重,在到达预期飞行高度时控制浮重平衡即可。

当浮空器处于上升调控过程,空气阀门打开,副气囊中空气被排出,空气质量的变化^[15]为:

$$\frac{dm_{\text{air}}}{dt} = -\sqrt{\frac{2\Delta P \rho_{\text{air}} (\pi R_{\text{air}}^2)^2}{K}} \quad (13)$$

式中, ΔP 为超压气球与大气环境压差, R_{air} 为阀门开口半径, K 为阀系数。

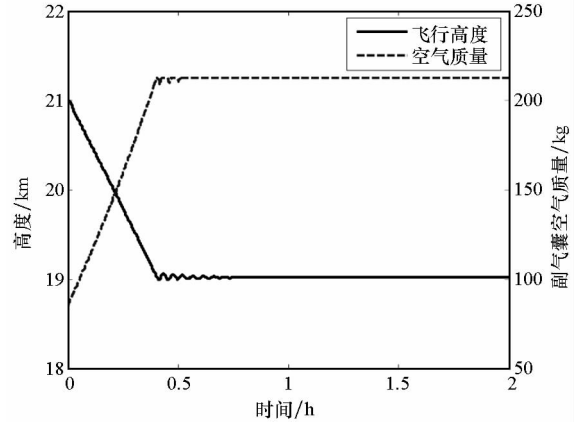
当浮空器处于下降调控过程,鼓风机做功将外界空气压入副气囊,空气质量变化^[16]为:

$$\frac{dm_{\text{air}}}{dt} = \rho_{\text{air}} V_{\text{in}} \quad (14)$$

式中, V_{in} 为单位时间进气量。

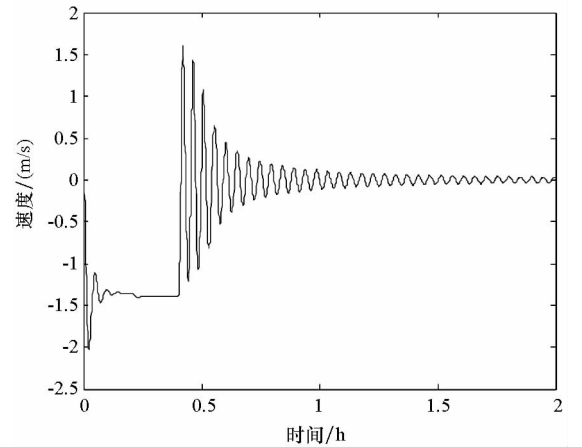
图2、图3分别给出了19~21 km之间下降和上升调控过程的空气质量与升降速度。当需要降低浮空器飞行高度时,利用鼓风机将环境空气

压入副气囊,由图2分析可知,驻空高度降低2 km需要压入128 kg的空气,通过风机与阀门的共同控制可使浮空器调整到新的驻空高度。反之,当需要提升浮空器飞行高度时,通过开启空气阀门使副气囊中空气质量降低到85 kg,其运动状态如图3所示。



(a) 飞行高度与空气质量变化

(a) Changes of flight height and air quality



(b) 速度变化

(b) Speed changes

图2 高度调控下降过程

Fig.2 Decline process of altitude control

2.3 能源模型

2.3.1 能量消耗

浮空平台总功率需求为:

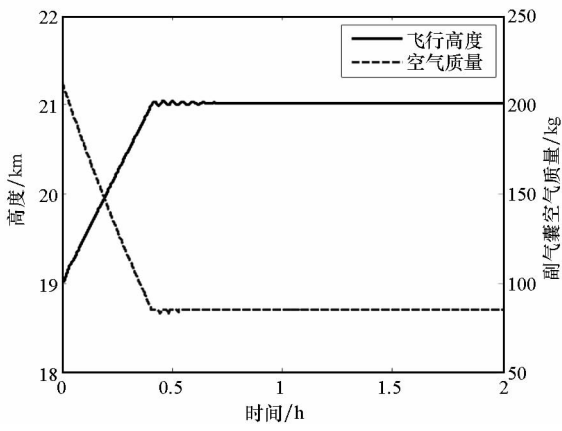
$$P_{\text{total}} = P_y + P_T + P_{\text{pl}} + P_{\text{control}} \quad (15)$$

式中, P_y 为高度调控功率, P_T 为推进分系统功率, P_{pl} 为载荷功率, P_{control} 为控制系统、测控系统等航电功率。

浮空平台一天能量消耗为:

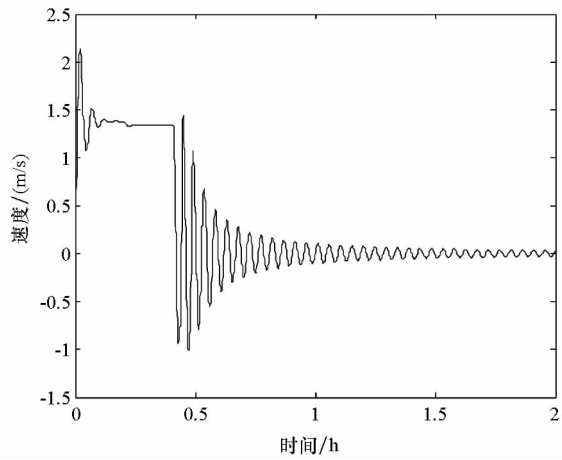
$$W_{\text{total}} = \int_0^{24} P_{\text{total}} dt \quad (16)$$

浮空器高度调控过程中,利用鼓风机克服压



(a) 飞行高度与空气质量变化

(a) Changes of flight height and air quality



(b) 速度变化

(b) Speed changes

图 3 高度调控上升过程

Fig. 3 Ascent process of altitude control

差做功,将空气充入副气囊。鼓风机功率 P_y 计算公式^[17]为:

$$P_y = q_m y \quad (17)$$

$$y = \frac{\Delta P}{\rho_{\text{air}}} + \frac{v_2^2}{2} - \frac{v_1^2}{2} \quad (18)$$

其中: q_m 为质量流量; v_1 、 v_2 分别为鼓风机入口和出口空气的速度。

浮空器区域驻留过程中高度调控总耗能

$$W_y = \int P_y dt \quad (19)$$

2.3.2 产能供能

太阳能电池水平放置,单位面积太阳能电池所受太阳辐射能量^[18]为:

$$q_s = \int_{t_1}^{t_2} (I_n \sinh) dt \quad (20)$$

式中, I_n 为单位时间内投射到单位面积上的太阳直接辐射能量, h 为太阳高度角, t_1 为当日日出时间, t_2 为当日日落时间。

太阳能电池实际发电量为:

$$W_{\text{cell}} = \eta_{\text{sc}} q_s S_{\text{sc}} \quad (21)$$

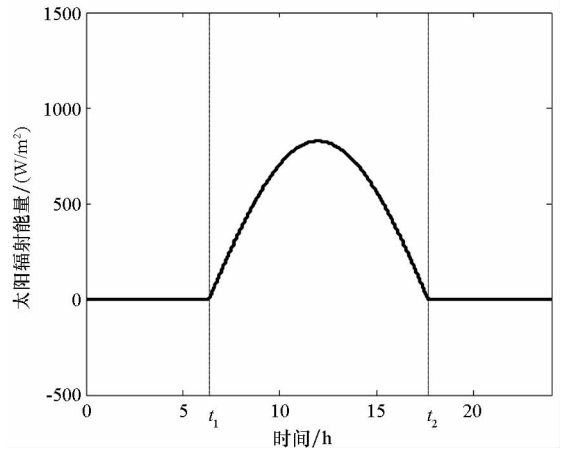
式中, η_{sc} 为太阳能电池光电转换效率, S_{sc} 为太阳能电池面积。

储能电池存储能量为:

$$W_{\text{li}} = W_{\text{convert}} \eta_{\text{convert}} \quad (22)$$

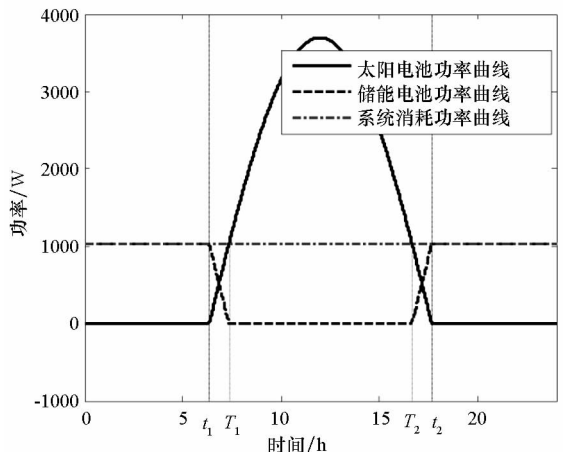
式中, W_{convert} 为太阳能电池向储能电池提供的能量, η_{convert} 为太阳能电池能量转换为储能电池能量的效率。

图 4(a) 给出了长沙(28°N,113°E)地区 2015 年 10 月 16 日太阳辐射能量变化,其中 t_1 、 t_2 分别表示日出、日落时间。图 4(b) 表示浮空器循环能源系统中能量状态变化情况。白天,太阳能电池直接给系统提供能量,并将多余的能量存储到储能电池中;夜晚,由于没有太阳光照,由储能电池为系统提供能量, T_1 、 T_2 分别表示蓄能电池关闭、开启时间。



(a) 太阳辐射能量

(a) Solar radiation energy



(b) 循环能源系统状态变化

(b) Changes of energy system status

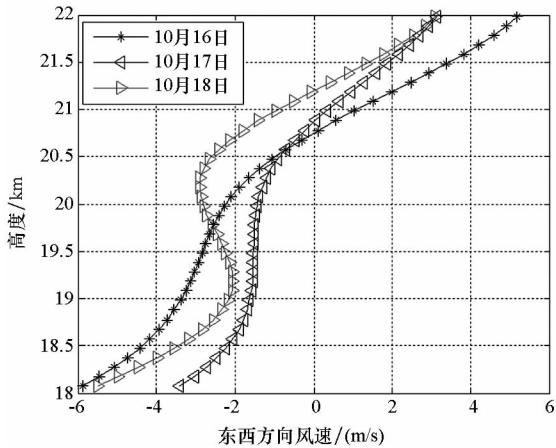
图 4 能源动态图

Fig. 4 Diagram of energy dynamics

3 区域驻留仿真与分析

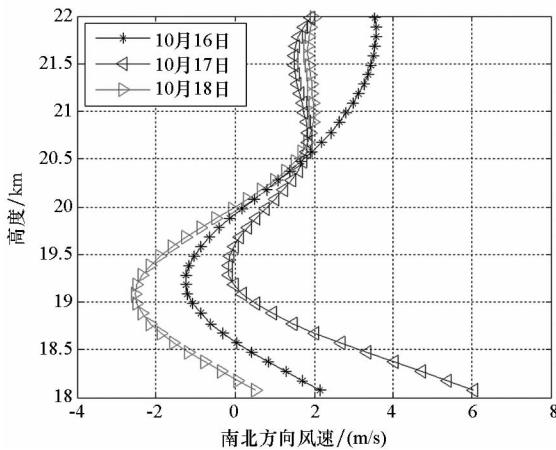
3.1 高空风场

图5给出了长沙地区2015年10月16日—10月18日07:00的风场,其中东西方向风速以东为正,南北方向风速以北为正。风场数据来源于国防科技大学气象海洋学院的数值预报全球气象资料四维变分资料同化系统制作的高分辨率再分析产品。由图可知,在21 km高度附近,东西方向风场存在风向反转的现象,南北方向风速约为2 m/s。因此,为了实现在一定区域的长时驻留,需要对南北方向和东西方向均进行调控。



(a) 东西方向风速

(a) Wind speed of east-west direction



(b) 南北方向风速

(b) Wind speed of north-south direction

图5 风场示意图

Fig.5 Schematic of wind

3.2 无控自由飞行

临近空间浮空器采用超压体制,可实现长时定高驻空。当不进行控制时,临近空间浮空器会随风场作用自由飞行。图6给出了临近空间浮空器在19 km、20 km、21 km驻空高度处无控自由飞

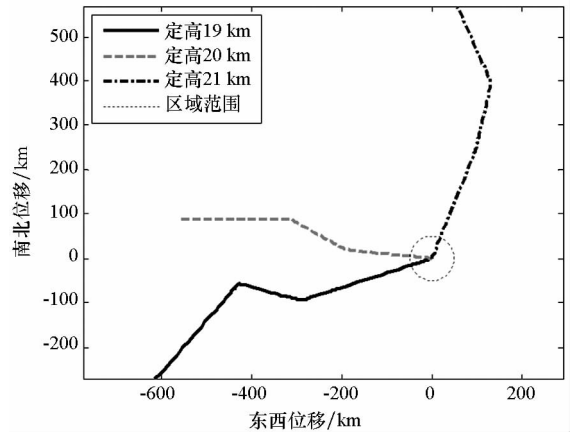


图6 不同高度的飞行轨迹

Fig.6 Flight trajectories of different altitude

行情况。由于风场的方向和大小随高度变化,在不同高度驻留的临近空间浮空器呈现出完全不同的飞行轨迹。由图可知,临近空间浮空器在19 km、20 km、21 km驻空高度上的总位移均超过600 km。在20 km高度附近,临近空间飞行器通过携带信息类任务载荷,可实现在特定区域上空的信息获取、支援和对抗等能力,可实现直径约400 km的地面信息获取覆盖面积、约800 km的地面通信覆盖面积。但是,临近空间浮空器在无控自由飞行模式下,600 km的漂移距离将严重地降低其实用性能。因此,临近空间浮空器的飞行控制策略是其实现区域驻留的重要条件。

3.3 区域驻留控制策略

3.3.1 基于飞行速度控制

基于推进系统速度控制主要是指在通过对驻空高度进行调控利用风场能量的同时,通过使用动力推进装置将南北方向上的飞行速度控制在某一特定速度范围内。图7~9为基于推进系统速度模式下的驻留轨迹和速度的仿真结果。

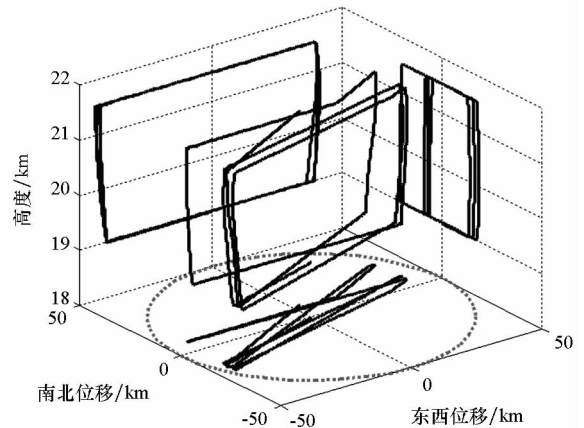


图7 基于速度控制策略的三维轨迹及投影视图

Fig.7 3D flight trajectory and projection view based on flight speed limitation

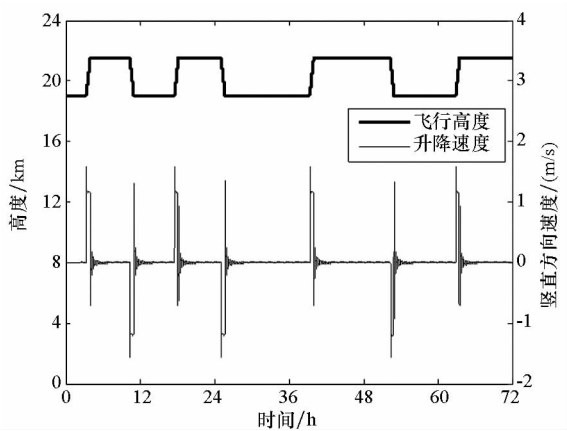


图 8 基于速度控制策略的浮空器竖直方向运动状态
Fig. 8 Vertical state of the aerostat based on flight speed limitation

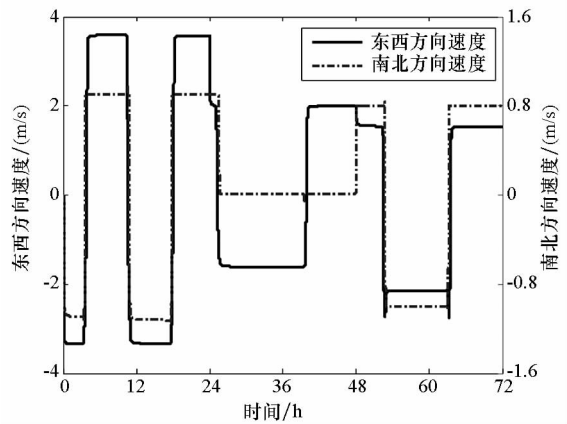


图 9 基于速度控制策略的浮空器水平方向速度
Fig. 9 Horizontal flight speed of the aerostat based on flight speed limitation

如图 7 所示,临近空间快速响应浮空器最初驻空高度为 19 km。对东西方向,在东风的作用下向西飞行,当将要超出驻空范围时,通过高度调控,使其进入 21.5 km 的西风层,向东飞行,后面依此在东西方向的轨迹控制上反复进行高度调控(如图 8 所示);对南北方向,通过动力推进分系统将浮空器南北方向的速度控制在 $-1 \sim 1$ m/s 范围内,当南北风速小于该范围时,动力推进分系统提供的空速与风速一致,当大于该范围时则动力推进分系统提供最大设置推进能力(如图 9 所示)。

3.3.2 基于南北偏移位置约束

基于南北偏移位置约束控制的临近空间快速响应浮空器区域驻留策略,东西方向上的控制策略与基于推进系统速度控制模式类似,在南北方向上,设置浮空器的南北方向的飞行范围,当浮空器在南北方向上的位置接近设定范围时,动力推

进分系统启动并抵抗南北风场的影响。图 10 ~ 12 为基于南北偏移位置约束模式下的驻留轨迹和速度的仿真结果。

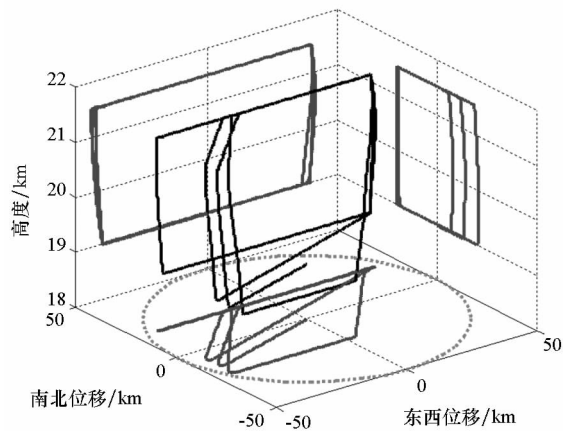


图 10 基于南北偏移位置约束的三维轨迹及投影视图

Fig. 10 3D flight trajectory and projection view based on north-south displacement limitation

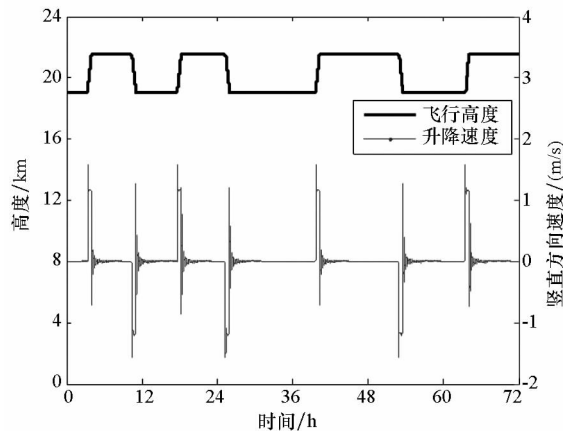


图 11 基于南北偏移位置约束的浮空器竖直方向运动状态

Fig. 11 Vertical state of the aerostat based on north-south displacement limitation

如图 10 所示,临近空间快速响应浮空器工作在基于南北偏移位置约束控制模式时,南北方向通过动力推进分系统将浮空器的飞行范围限制在 $-20 \sim 20$ km 范围内。需要指出,南北方向限制范围的设置需要考虑区域驻留和能源消耗等前提,下面以两个特殊情况为例进行解释:①当南北范围取最小,即约束在通过驻空范围中心的的东西方向直线上时,此时动力推进分系统需要不断克服南北风场影响,基本上一直需要工作,这将大幅提高系统对能源的要求;②当南北范围取最大,即以驻空范围边界为决策判断依据,此时动力推进分系统仅在浮空器接近边界时才工作,这将大幅

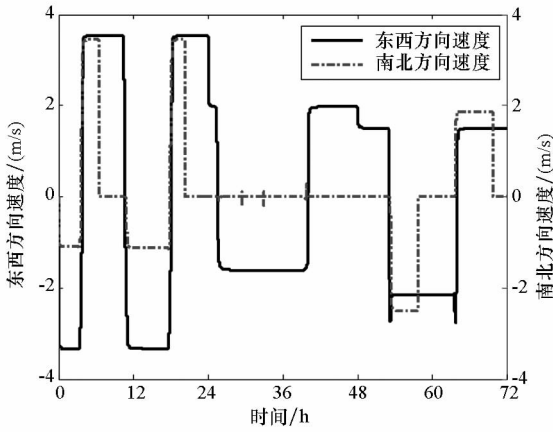


图 12 基于南北偏移位置约束的浮空器水平方向速度

Fig. 12 Horizontal flight speed of the aerostat based on north-south displacement limitation

减少东西方向的飞行空间,使得浮空器难以保持在指定的驻空范围内。

图 11 为临近空间快速响应浮空器的竖直方向运动状态。由于竖直方向的高度调控主要影响东西方向的飞行轨迹,因此基于推进系统飞行速度控制和基于南北偏移位置约束这两种南北策略对竖直方向的运动状态影响较小。

如图 12 所示,在基于南北偏移位置约束控制模式下,推进动力分系统仅在浮空器接近设置范围时才工作,且需要抵抗风的影响,因此抗风能力要求更高。

3.4 区域驻留动态能源分析

本小节对临近空间快速响应浮空器在上述两种区域驻留模式下 2015 年 10 月 16 日的动态能量问题进行分析,其中载荷和航电的功率为定值,高度调控和动力推进的功率与浮空器的工作状态有关。

基于飞行速度控制是指当风速较小时,浮空器可以随风自由飘行,当风速较大时,需要通过动力推进装置对浮空器飞行速度进行控制,避免其超出驻留区域范围,这种工作模式对动力推进装置系统的功率要求较低,但开启使用的时间较长;基于南北位置约束是考虑在南北方向上浮空器与驻留中心的距离,当距离较大时,通过动力推进装置抵消经向风场的影响,这种工作模式对动力推进装置系统开启使用的时间较短,但对动力推进装置系统的功率要求较高。

图 13 分别给出了两种工作模式下浮空器高度调控分系统和动力推进分系统的功率。风机仅在高度调控阶段开启,其工作功率约为 40 W。基

于飞行速度控制的区域驻留模式要求动力推进分系统较长时间内工作在较低动力水平(约 50 W),而基于南北偏移位置约束控制的驻留模式要求动力推进系统在较短时间内工作在较高的动力水平(约 90 W)。

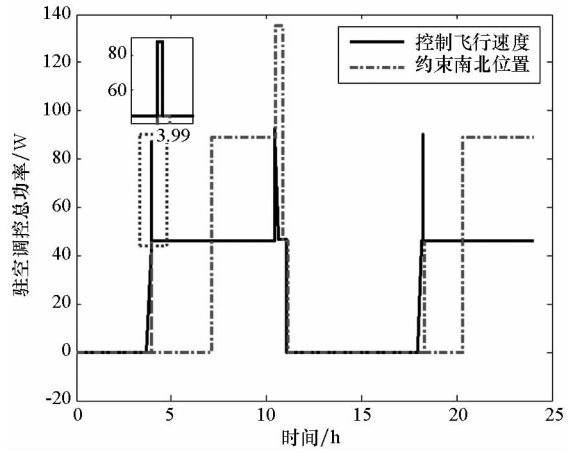


图 13 总功率

Fig. 13 Total power

由图 14 给出临近空间快速响应浮空器在两种工作模式下的高度调控分系统和动力推进分系统的能源消耗。在同等利用东西风场情况下,基于飞行速度控制的区域驻留模式的一天总能耗约为 613 Wh,其中夜间供能 274 Wh;基于南北偏移位置约束控制的区域驻留模式的一天总能耗约为 687 Wh,其中夜间供能 327 Wh。因此,在本文研究的工作环境下,基于飞行速度控制的区域驻留模式能源消耗更低。

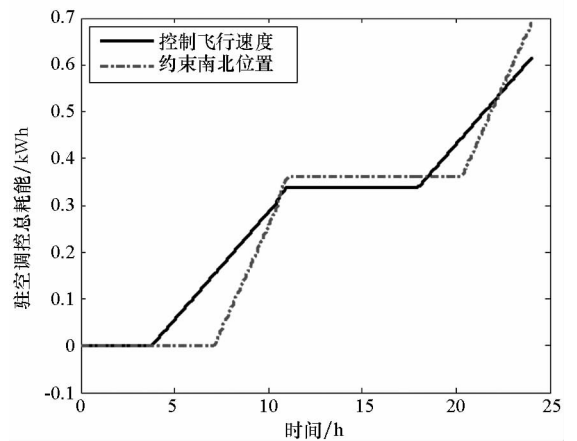


图 14 总耗能

Fig. 14 Total energy consumption

4 结论

1) 本文介绍了一种能够综合利用平流层风场环境的临近空间快速响应浮空器,介绍了其工作原理、系统组成及主要设计参数,建立了其在风

场中的动力学模型和能源模型。

2) 针对临近空间快速响应浮空器南北方向轨迹控制约束条件, 提出了基于推进系统飞行速度控制和基于南北偏移位置约束控制的两种工作模式, 并对浮空器在相应模式下驻空特性进行了仿真分析, 结果显示这两种工作模式均能为临近空间快速响应浮空器提供区域驻留的途径。

3) 对本文提出的两种工作模式进行了动态能源分析, 结果表明基于推进系统飞行速度控制模式对能源要求和动力推进分系统的要求均低于基于南北偏移位置约束控制模式。

参考文献 (References)

[1] 洪延姬, 金星, 李小将, 等. 临近空间飞行器技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2012.
HONG Yanji, JIN Xing, LI Xiaojiang, et al. Near-space aircraft technology[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2012. (in Chinese)

[2] Androulakakis S, Judy R. Status and plans of high altitude airship (HAATM) program [C]//Proceedings of AIAA Lighter-Than-Air Systems Technology (LTA) Conference, 2013.

[3] Khoury G A. Airship technology [M]. USA: Cambridge University Press, 2012.

[4] 赵达, 刘东旭, 孙康文, 等. 平流层飞艇研制现状、技术难点及发展趋势[J]. 航空学报, 2016, 37(1): 45-56.
ZHAO Da, LIU Dongxu, SUN Kangwen, et al. Research status, technical difficulties and development trend of stratospheric airship [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(1): 45-56. (in Chinese)

[5] Kiessling A, Diaz E, Miller S, et al. The 20-20-20 airship challenge[C]//Proceedings of American Astronomical Society Meeting, 2014.

[6] Belmont A D, Dartt D G, Nastrom G D. Variations of stratospheric zonal winds, 20~65 km, 1961-1971 [J]. Journal of Applied Meteorology, 2010, 14(4): 585-594.

[7] 常晓飞, 白云飞, 符文星, 等. 基于平流层特殊风场的浮空器定点方案研究[J]. 西北工业大学学报, 2014, 32(1): 12-17.
CHANG Xiaofei, BAI Yunfei, FU Wenxing, et al. Research on fixed-point aerostat based on its special stratosphere wind field [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2014, 32(1): 12-17. (in Chinese)

[8] 陶梦初, 何金海, 刘毅. 平流层准零风层统计特征及准两年周期振荡对其影响分析[J]. 气候与环境研究, 2012, 17(1): 92-102.
TAO Mengchu, HE Jinhai, LIU Yi. Analysis of the characteristics of the stratospheric quasi-zero wind layer and the effects of quasi-biennial oscillation on it [J]. Climatic and Environmental Research, 2012, 17(1): 92-102. (in Chinese)

[9] 李春霖, 罗蓉媛, 陈彤曦. 平流层通信新思路——谷歌气球计划[J]. 通信技术, 2015, 48(2): 125-129.

LI Chunlin, LUO Rongyuan, CHEN Tongxi. New idea for stratospheric communications—Google Loon [J]. Communications Technology, 2015, 48(2): 125-129. (in Chinese)

[10] Athar R, Matthews T, Lavigne J, et al. Stratospheric C4ISR unmanned station (STRATACUS) [C]//Proceedings of AIAA Balloon Systems Conference, 2017: 1-25.

[11] 王超, 姚伟, 吴耀, 等. 利用自然能的轨迹可控临近空间浮空器初步设计[J]. 中国空间科学技术, 2015, 35(1): 43-50.
WANG Chao, YAO Wei, WU Yao, et al. Preliminary design of aerostat for long duration and regional station keeping by natural energy [J]. Chinese Space Science and Technology, 2015, 35(1): 43-50. (in Chinese)

[12] Saito Y, Akita D, Fuke H, et al. Properties of tandem balloons connected by extendable suspension wires [J]. Advances in Space Research, 2010, 45(4): 482-489.

[13] 常晓飞, 尚妮妮, 符文星, 等. 平流层浮空器快速部署平台的建模与仿真[J]. 宇航学报, 2014, 35(10): 1135-1140.
CHANG Xiaofei, SHANG Nini, FU Wenxing, et al. Modeling and simulation of rapid deployment system for stratospheric aerostat [J]. Journal of Astronautics, 2014, 35(10): 1135-1140. (in Chinese)

[14] 吕明云, 巫资春. 高空气球热力学模型与上升过程仿真分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(5): 505-509.
LYU Mingyun, WU Zichun. Thermodynamic model and numerical simulation of high altitude balloon ascending process [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(5): 505-509. (in Chinese)

[15] 苗景刚, 周江华, 杨新. 动态过程的飞艇排气特性分析[J]. 宇航学报, 2016, 37(2): 153-158.
MIAO Jinggang, ZHOU Jianghua, YANG Xin. Analysis of exhaust characteristics for airships in dynamic process [J]. Journal of Astronautics, 2016, 37(2): 153-158. (in Chinese)

[16] 凡永华, 于云峰, 闫杰. 高空飞艇高度控制系统设计及仿真[J]. 科学技术与工程, 2011, 11(24): 5957-5961.
FAN Yonghua, YU Yunfeng, YAN Jie. High altitude airship altitude control system design and simulation [J]. Science Technology and Engineering, 2011, 11(24): 5957-5961. (in Chinese)

[17] 江杨. 通风机性能测试标准 AMCA 210-07 与 GB/T 1236-2000 及 ISO 5801:2007 对比初探 [J]. 风机技术, 2016(6): 70-76.
JIANG Yang. Comparison of the fan performance testing standards AMCA 210-07, GB/T 1236-2000 and ISO 5801:2007 [J]. Compressor, Blower & Fan Technology, 2016(6): 70-76. (in Chinese)

[18] 张衍垒, 李兆杰, 张向强. 平流层飞艇光伏能源系统总体参数设计与计算 [J]. 太阳能学报, 2013, 34(2): 283-288.
ZHANG Yanlei, LI Zhaojie, ZHANG Xiangqiang. General parameter design of PV power energy system of stratospheric airship [J]. Acta Energetica Solaris Sinica, 2013, 34(2): 283-288. (in Chinese)