

## 临近空间球载飞行器投放控制关键技术综述

户艳鹏<sup>1</sup>, 郭金<sup>1</sup>, 贾瑞龙<sup>1</sup>, 冯慧<sup>2</sup>, 蒙文跃<sup>3</sup>, 刘萍<sup>4,5†</sup>

(1. 北京科技大学 自动化学院, 北京 100083; 2. 中国科学院空天信息创新研究院, 北京 100094;  
3. 中国科学院工程热物理研究所, 北京 100190; 4. 电子科技大学(深圳)高等研究院, 广东 深圳 518110;  
5. 深圳路远智能装备有限公司, 广东 深圳 518105)

**摘要:** 临近空间作为地球新的认知领域和重要的国家安全空间逐渐受到世界主要大国的重视。临近空间飞行器球载投放起飞方式能够使飞行器快速达到期望的飞行高度, 同时减少因穿越对流层稠密大气所需的能源消耗, 因而受到广泛关注并迅速发展成为临近空间飞行器起飞的一种重要方式。独特的球载投放起飞方式对高空气球及被投放飞行器的多项控制关键技术提出了较高的要求, 高空低密度的飞行环境使得低速飞行具有明显的低雷诺数特性, 随高度剧烈变化的风场增加了球载平台定点区域驻空的难度, 载球系统上升过程的旋转运动给投放控制带来巨大的干扰, 投放时刻的判断与拉起控制给大翼展柔性飞行器带来了新挑战。本文梳理了临近空间球载飞行器投放控制的关键技术及其研究现状, 并对其未来的应用进行了展望。

**关键词:** 投放飞行器; 低雷诺数特性; 动力学模型; 定点驻空控制; 反转控制; 拉起控制

**引用格式:** 户艳鹏, 郭金, 贾瑞龙, 等. 临近空间球载飞行器投放控制关键技术综述. 控制理论与应用, 2024, 41(2): 210–220

DOI: 10.7641/CTA.2022.20289

## Review on the control technologies of balloon-borne unmanned aerial vehicle in near space

HU Yan-peng<sup>1</sup>, GUO Jin<sup>1</sup>, JIA Rui-long<sup>1</sup>, FENG Hui<sup>2</sup>, MENG Wen-yue<sup>3</sup>, LIU Ping<sup>4,5†</sup>

(1. School of Automation and Electrical Engineering, University of Science and Technology Beijing, Beijing 100083, China;  
2. Aerospace Information Research Institute, Chinese Academy of Science, Beijing 100094, China;  
3. Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Science, Beijing 100191, China;  
4. Shenzhen Institute for Advanced Study, UESTC, Shenzhen Guangdong 518110, China;  
5. Shenzhen Faroad Intelligent Equipment Co., Ltd, Shenzhen Guangdong 518105, China)

**Abstract:** As a new cognitive space of the earth and an important national security space, near space has gradually attracted the attention in the world. Launch scheme of balloon-borne unmanned aerial vehicle(UAV) could make the UAV reach the desired height quickly, and reduce the fuel consumption caused by flying through the dense atmosphere of troposphere. Thus, it has attracted widespread attention and is becoming an important way for UAV's take-off. The balloon-launch take-off mode puts forward higher requirements to the control technologies of high-altitude balloons and balloon-borne UAVs. The high-altitude and low-density flight environment makes the low speed flight of the UAV have obvious aerodynamic characteristics of low Reynolds number. The wind disturbance that changes sharply with the height increases the difficulty for the balloon-borne platform to stay in the fixed area. The rotating motion of the balloon-borne platform during the rising process bring huge influence on the control of the launch conditions. The judgement of the launch time and the pull up control pose new challenges to the flexible unmanned aerial vehicle with large wingspan. In this paper, the key control technologies and the research status of the balloon-borne UAV in near space are summarized, and the future applications are also prospected.

**Key words:** balloon-borne unmanned aerial vehicle; aerodynamic characteristics of low Reynolds number; dynamic model; station-keeping control; inversion control; pull up control

**Citation:** HU Yanpeng, GUO Jin, JIA Ruilong, et al. Review on the control technologies of balloon-borne unmanned aerial vehicle in near space. *Control Theory & Applications*, 2024, 41(2): 210–220

收稿日期: 2022–04–19; 录用日期: 2022–12–12.

†通信作者. E-mail: liup89@mail.sysu.edu.cn.

本文责任编辑: 龙离军.

国家自然科学基金项目(62173030, 61903085), 广东省基础与应用基础研究基金项目(2019A1515111070), 深圳市科技创新计划项目(20191113140425399), 航天科技集团行业特色科研项目(6230109004)资助.

Supported by the National Natural Science Foundation of China (62173030, 61903085), the Guangdong Basic and Applied Basic Research Foundation (2019A1515111070), the Shenzhen Science and Technology Innovation Project (20191113140425399) and the Industry-Specific Program of China Aerospace Science and Technology Corporation (6230109004).

### 1 引言

临近空间是指距离地面20~100 km的空间空域<sup>[1]</sup>, 包括大气平流层、中间层和部分电离层区域。临近空间大气稀薄, 存在臭氧、辐射等, 大气温度随高度变化而变化, 同时存在重力波、行星波、大气放电等特殊现象<sup>[2-3]</sup>, 独特的临近空间环境使其成为人类认知地球空间的新领域, 具有重要的研究价值。临近空间受云雨天气和上下对流气流影响小, 同时, 稀薄的大气使得在稠密大气中难以实现的超长航时及高速飞行在临近空间中相对容易实现, 临近空间逐渐成为大国空间安全和空天地一体化作战的重要战略区域, 临近空间飞行器成为世界各国竞相研究发展的重点。

目前飞行器多采用火箭助推、地面滑跑、弹射等起飞方式。对于近些年快速发展的临近空间科学实验平台以及临近空间飞行器, 球载投放是一种高效的起飞方式。数据显示, 自2015年以来, 全球累计进行了1090次平流层气流投放试验<sup>[4]</sup>。采用球载投放方式的飞行器, 能够快速安全的通过平流层到达临近空间高度, 还能够最大程度的减少飞行器在稠密大气层内爬升飞行的能源消耗, 从而携带更多的有效载荷。此外, 飞行器在设计时能够以临近空间巡航状态作为设计参考点, 提高了飞行器及螺旋桨的气动效率。

意大利航空航天中心开展了PRORA USV项目, 用于测试和验证未来执行轨道空间任务的可重复使用运载火箭的关键技术, 其中, 演示验证机为细长无动力的有翼飞行器, 投放试验于2007年开展, 如图1左上所示。球载投放采用半动态发放方式, 验证机在20.2 km高度完成了气球切割、吊舱分离及飞行验证。

日本宇宙航空研究开发机构开展了D-SEND项目,

并于2015年在瑞典的Esrangle航天中心进行了第2阶段球载投放试验。发放试验如图1右上所示<sup>[5-6]</sup>, 试验验证了投放飞行器的气动性能。

NASA为评估未来火星任务的充气翼等新着陆技术, 在临近空间环境下开展了一系列低密度超声速减速度器试验, 如图1左下所示。

中国科学院在2018年开展了基于浮空器平台的不同气动布局的宽域飞行器缩比模型自由飞试验, 成功测试了多型飞行器投放分离、下落加速、跨越音障、气动弹起、开伞与回收等关键技术, 如图1右下所示。此外, 中国科学院还开展了两架微小型无人机高空投放试验, 验证了无人机投放后自主拉起并进入平衡滑翔的能力<sup>[7-8]</sup>。在2019年, 中国科学院开展了太阳能无人机低空球载投放试验。近年来, 越来越多的国家组织实施了球载飞行器投放试验, 投放飞行器的种类越来越多, 任务类型越来越丰富<sup>[9-15]</sup>, 如表1所示。



图 1 飞行器球载投放飞行测试

Fig. 1 Flight tests of balloon-borne aircrafts

表 1 飞行器球载投放飞行试验情况

Table 1 Flight tests of balloon-launched UAV

测试	测试时间/年	国家	发射高度	发射飞机	发射飞机
	2007	Italian	20.2 km	FTB-1 Castore	Slender winged aircraft
	2014	USA	54.9 km	LDSD	Butterfly aircraft
	2015	Japan	30.5 km	NWM/LBM	Slender winged aircraft
	2017	USA	6.0 km	WHAATTR glider	Glider
	2017	Spanish	25 km	Bloostar balloon rocket	Three-stage rocket
	2018	China	10/20 km	D18 Series	Blended wing body
	2019	USA	30.0 km	HiDRON UAV	Large wingspan
	2022	USA	31.39 km	STV-2 reentry capsule	Butterfly aircraft

在临近空间高度,大尺寸低速飞行器的低雷诺数气动特性明显,影响升力线斜率、最大升力系数和失速特性等,可能导致气动面或操纵舵面局部反效,造成拉起失败.球载投放初始状态为投放飞行器与高空气球一起的运动,这种运动包括旋转、摆动、上下浮动以及随风的漂移等运动,末状态为巡航飞行状态.完成飞行器投放需要控制气球与投放飞行器没有相对地理系的旋转运动以及稳定在期望的投放区域范围内.投放飞行器的拉起过程需要在短时间内完成从零速度初始状态到巡航飞行的转变,速度、俯仰角、迎角等状态变化剧烈.复合材料机身弹性变形明显,给总体、气动、结构、飞控、推进等带来很大难度与挑战.本文对临近空间球载飞行器投放控制涉及的关键技术的研究现状及相关文献进行分析、综述,并对未来发展进行了展望.

## 2 低雷诺数气动特性分析及设计

在临近空间高度,对于高空气球以及太阳能无人机等速度较低的飞行器,流场具有层流分离、转捩和湍流再附等明显的低雷诺数气动特性,对升力线斜率、最大升力系数、失速迎角和失速特性等造成影响,可能导致投放过程气动面局部反效或操纵舵面控制反效,进而造成投放飞行器拉起失败.因此,在进行临近空间投放飞行器设计时需要重点考虑低雷诺数气动特性,进行相关物理量临界状态计算与校核.雷诺数是用来表征流体流动情况的无量纲数,  $Re = \frac{\rho v d}{\mu}$ , 其中  $v$ ,  $\rho$ ,  $\mu$ ,  $d$  分别为流体的流速、密度、黏性系数与特征尺寸.在航空领域,低雷诺数的范围为  $10^4 \sim 10^5$ .低雷诺数会导致翼型的气动效率非线性下降<sup>[16-21]</sup>,进而影响机翼的升阻特性、推进螺旋桨的效率和气动操纵舵面的操纵效率等.此外,对于平尾和垂尾等对称翼型,除了导致气动效率降低外,还会出现非线性效应<sup>[21]</sup>,升力系数在小迎角范围出现平台甚至“S”形特性<sup>[22]</sup>,在中大迎角范围出现顺时针和逆时针静态滞回效应<sup>[23]</sup>.低雷诺数翼型气动力准确数值模拟与设计是临近空间低速飞行器设计的关键.

目前针对低雷诺数特性的转捩预测方法主要有基于小扰动理论与线性稳定性理论的eN半经验方法、基于求解抛物型稳定性方程的方法、直接数值模拟方法、大涡模拟方法和基于雷诺数平均Navire-Stokes方程的湍流模型的方法<sup>[19]</sup>.受限于计算资源,直接数值模拟方法和大涡模拟方法均难以在短时期内进入工程应用阶段,目前低雷诺数气动力数值模拟主要在雷诺平均方程的基础上借助适当的湍流模型来实现.

在低雷诺数翼型气动数值模拟研究方面,文献[18,24-26]采用不同的数值模拟软件对E387翼型分别在湍流模型及转捩模型下的低雷诺数特性进行了数

值模拟.文献[27]分别使用转捩模型和湍流模型对低雷诺数翼型E387和FX63-137开展了升阻力和层流分离泡的预测能力研究,并与风洞试验数据进行了对比,为太阳能无人机低雷诺数气动数值模拟方法提供了较好的工程应用参考.文献[28]分别使用SST (shear-stress transport) $k-\omega$ 湍流模型、 $k-k_L-\omega$ 转捩模型和SST转捩模型研究了低雷诺数下NACA0012翼型的层流分离泡,结果表明转捩模型比湍流模型更适合于低雷诺数流动的预测.

在低雷诺数螺旋桨设计方面,国外发展的比较成熟.德国Strato2C飞机在20 km高度时的螺旋桨效率达85%,美国太阳神太阳能无人机的螺旋桨在设计点效率达80%,日本航宇开发局高空长航时飞行器的螺旋桨效率也能够达到80%以上<sup>[29]</sup>.在低雷诺数螺旋桨测试验证方面,除了模拟低雷诺数气动特性的风洞外,美国NASA积极探索了利用气球升空的方式对临近空间低湍流条件下的低雷诺数气动特性进行研究、模拟和测试.

作为临近空间飞行器的关键技术,目前能查询到的国外的关于临近空间螺旋桨的相关文献极少,特别是关于螺旋桨高增效、大跨高度宽风速技术研究的相关资料更少.国内对高空螺旋桨的研究尚处于起步阶段.近年来,在高分重大专项、863计划的支持下,国内先后开展了临近空间高效螺旋桨技术的研究,包括:1) 构建低雷诺数翼型、桨叶定常及非定常CFD (computational fluid dynamics)分析方法;2) 自主开发高升力低雷诺数翼型系列;3) 开展螺旋桨高效布局技术研究,创新提出了基于协同射流的高增效技术,效率提高约8%;4) 开展了变桨径和变桨距机构方案研究.此外,中国科学院建立了能够模拟20000 km高空流场特性及温度特性的试验台.在具体的研究方面,中国科学院研制的球载太阳能无人机翼型最大升阻比可达135,其与国外太阳能无人机的翼型对比如图2所示.中国科学院与西北工业大学联合开发的球载太阳能无人机的螺旋桨效率可达81.6%,如图3所示.相关的低雷诺数气动特性研究有效支撑了太阳能无人机设计及球载投放试验.

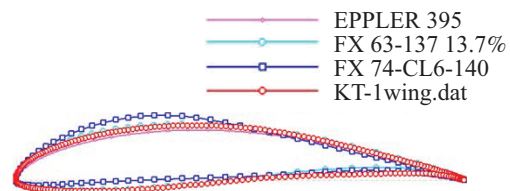


图2 低雷诺数翼型

Fig. 2 Low Reynolds number airfoils

## 3 系统动力学建模与定点区域驻空控制

投放飞行器与高空气球在上升过程中受浮力、重力的作用以及风场的影响,其中,大风急流区的风力

可达30 m/s以上. 从地面发放上升到临近空间高度, 高空气球及投放飞行器系统能够随风漂移几十千米甚至上百千米, 进而造成投放区域的巨大偏差. 如何精确的建立高空气球与投放飞行器的动力学模型, 并准确的实现其定点区域驻空控制是球载投放飞行器系统的一个关键技术. 为此, 国内外学者开展了广泛的研究与实践. 在球载动力学建模方面, 主要的研究方法有经验或半经验公式法、计算分析法和实验测量法. 文献[30–33]对浮空器在上升过程中受到的浮升力进行了理论研究, 分析了浮升力与内部气体的温度、压力以及浮空器内外温差、内外压差的关系. 文献[34–39]在热力学影响的基础上, 考虑风环境的影响, 对气球的运动轨迹进行了预测研究及仿真.

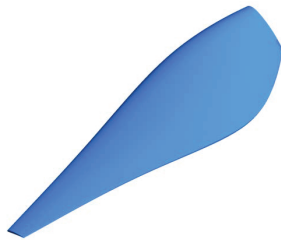


图 3 低雷诺数桨叶

Fig. 3 Low Reynolds number blade

本文为了进行球载飞行器系统定点区域驻空控制研究, 首先建立其动力学模型. 气球系统受力如图4所示, 其中:  $r_0$ 为体系下气球原点;  $r_G$ 为惯性系下气球的质心位置;  $r_{G_0}$ 为气球质心相对于形心的位置;  $v_0$ 为气球的形心;  $v_G$ 为气球的质心速度;  $F_N$ 为浮升力;  $F_W$ 为风的作用力;  $F_{UAV}$ 为投放飞行器及挂架系统的作用力;  $mg$ 为气球的重力.

基于标称状态下动力学建模方法<sup>[40]</sup>, 考虑附加质量和惯量的影响, 不考虑球体运动引起的周围空气的运动对球体运动特性的影响, 可得6自由度运动方程如下所示<sup>[40]</sup>:

$$\begin{bmatrix} m\mathbf{E} + M' & -mr'_{G_0} \\ -mr'_{G_0} & \mathbf{I}_0 + \mathbf{I}' \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{v}_0 \\ \dot{\omega} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} m(\omega v_0 + \ddot{r}_{G_0} + 2\omega v_0 + \omega(\omega r_{G_0})) \\ \omega(\mathbf{I}_0\omega) + mr_{G_0}(\omega v_0 + 2\omega r_{G_0}) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{F} \\ \mathbf{T} \end{bmatrix}, \quad (1)$$

其中:  $M'$ 和 $\mathbf{I}'$ 为附加质量和附加惯量阵, 它们是气球形状的函数<sup>[41]</sup>;  $\mathbf{E}$ 为 $3 \times 3$ 单位阵;  $r'_{G_0}$ 为斜对称阵.

在高空气球控制方面, 目前有两种研究思路<sup>[42]</sup>: 一种是以线性控制理论为基础, 基于动力学的线性化模型开展控制器设计<sup>[43–45]</sup>, 这种控制方法与常规飞行器的控制思路一致, 然而, 在参数摄动范围比较大的条件下, 线性化控制方法难以获得理想的性能; 另一

种是基于非线性控制方法, 目前的研究集中于输入/输出反馈线性化控制<sup>[46–47]</sup>、基于Lyapunov稳定性的控制<sup>[48–49]</sup>、变结构控制方法<sup>[50–51]</sup>. 对于气球的控制需要结合风场预报, 以进行轨迹预测为主.

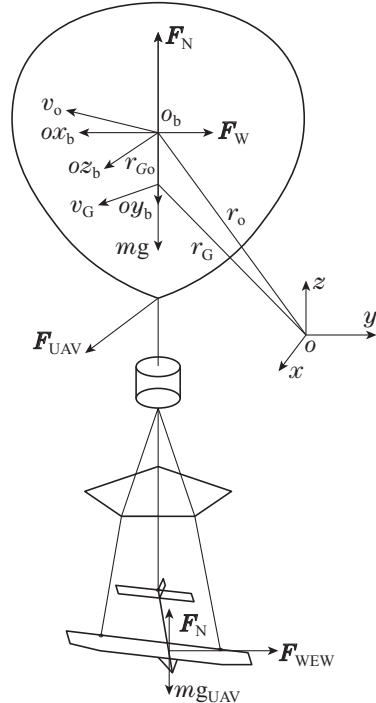


图 4 高空气球系统受力分析

Fig. 4 The force analysis of balloon system

在定点驻空控制方面, 传统控制方法采用螺旋桨动力克服水平风的影响, 这种方法需要增加系统质量和能源消耗. 准零风层风场的存在为临近空间浮空器的定点驻空研究提供了新的思路. 准零风层是空间范围较大、时间上较稳定的纬向风转换层, 通过改变浮空器飞行高度利用不同风向的风层实现区域驻留<sup>[52]</sup>. 因此, 浮空器定点区域驻留问题的关键在于风场环境的预测及利用, 主要包括平流层风场测量技术、平流层风场预测与建模技术、风场利用技术(基于高度调控的风场利用技术、基于气动帆牵引的风场利用技术、基于动力微调的风场利用技术)和轨迹规划与控制(不同驻空策略的驻留能力、考虑环境与平台特征的驻留能力)等<sup>[53]</sup>. 文献[54]研究了风场预测建模方法及其对轨迹设计的影响. 在工程实践方面, 谷歌“Project loon”通过调节浮空器副气囊内空气量对2 km范围内风层的利用进行飞行轨迹设计, 实现了通过多浮空器组网进行区域连续覆盖<sup>[55]</sup>. 诺斯罗谱格鲁曼通过实施“STRATACUS”项目对平流层气球进行多网协作控制实现战区持久的宽域指挥、控制、监视和侦察等<sup>[56]</sup>. 国内学者通过高度调控、气动帆面或推进系统控制实现平流层浮空器区域驻留控制<sup>[57–60]</sup>. 文献[61]研究了浮空器定点悬停中的外部风场扰动估计等问题, 提出了基于预测控制理论的浮空器定点悬

停控制方法. 文献[62]基于长沙地区风场数据研究了平流层风场随空间和时间的变化特点, 通过本征正交分解 (proper orthogonal decomposition, POD) 方法对风场数据进行降阶处理, 然后分别采用 Fourier 级数与 BP(back propagation) 神经网络算法两种方法对平流层风场进行预测, 并分析了不同风场预测模型对浮空器轨迹控制的影响.

由于临近空间大气密度小, 常规的风场测量装置不适用于平流层大气环境, 浮空器无法自主感知风场的变化. 此外, 过多的飞行参数的不确定性也增加了控制的难度. 因此, 研制精密的风场测量装置、发展适用非线性系统的控制方法是改善定点区域驻空飞行的必要措施.

#### 4 高空气球反转控制

在高空气球与投放飞行器上升过程中, 由于大气温度和气压的变化以及风扰动的作用, 造成高空气球各处所受的风压不等, 进而导致气球出现旋转、摆动等运动. 此外, 由于投放飞行器气动面的存在, 气流扰动会使其与高空气球一起缓慢旋转, 造成方位上的连续变化. 对于投放飞行器, 主要存在两种形式的运动, 一种是在微弱气流作用下的由于飞行器较大的气动面而产生的明显的气球-吊绳-投放飞行器摆动; 另一种是上升过程中气球与投放飞行器以不完全相同转速的旋转运动, 对于系统的摆动运动, 在扰动消失后能够逐渐停止. 对于系统的旋转运动, 一方面, 旋转运动会改变投放时刻初始的方位角, 旋转角速度对于投放飞行器意味着较大的初始滚转扰动; 另一方面, 对投放飞行器的影响还体现在吊绳的拧捻上<sup>[63]</sup>, 当吊绳越拧越紧时, 存在于吊绳上的扭转力矩越来越大, 投放飞行器与气球的耦合作用会使投放飞行器不断的加速以及减速旋转, 导致系统进入不可控状态<sup>[64]</sup>.

针对上述问题, 进行投放飞行器与高空气球解耦控制成为解决该问题的一种有效手段. 文献[65]建立了考虑内摩擦和动静不平衡干扰作用下的飞轮数学模型, 针对低速转动和高速转动分别采用不同的控制方法, 通过在反作用轮输入信号上补偿偏差信号、高频颤振信号以及采用增益反馈实施补偿, 在此基础上设计校正系统抑制动静不平衡引起的高频干扰. 文献[66]设计了反捻装置来消除气球旋转的影响, 将反捻装置与控制相结合能够进一步提高反转控制效果. 文献[64]在反捻解耦装置的基础上设计了消除耦合力矩的综合解耦器, 并提出了结合多滑模控制与自适应 PID 控制相结合的控制方法, 有效提高了控制精度. 文献[67]提出一种不依靠外部力矩的转动测量装置, 通过控制力矩电机的电流实现旋转力矩解耦和卸载.

另一方面, 从飞行器投放控制设计的角度分析, 气球与投放飞行器系统的旋转运动对于投放飞行器来说意味着初始扰动. 由于大气扰动的存在, 即使有高

空气球反转控制的作用, 系统仍不可避免的存在旋转运动, 需要在开展横航向通道控制器设计时, 考虑投放时刻系统自转的影响, 提高飞行器的抗干扰性.

对于大翼展飞行器, 还存在螺旋模态不稳定的因素, 因此高空气球与投放飞行器系统带来的初始旋转扰动不可忽视, 一方面需要研制适于大翼展飞行器的高空气球反转控制装置; 另一方面在横航向控制器的设计时, 考虑旋转运动的影响, 以提高控制系统的鲁棒性.

### 5 投放飞行器拉起控制

在分析飞行器的球载投放及拉起过程时, 主要关注飞行器的纵向运动特性. 本节首先对影响投放飞行器拉起控制的因素进行分析, 并重点讨论投放转平飞过程的控制策略及控制方法.

#### 5.1 影响因素

##### 5.1.1 机身弹性变形

对于球载投放中小尺寸飞行器, 如超音速飞行器、缩比模型机以及蝶形飞行器等, 加速快、机动性好, 在动力学建模时可以将其视为刚体, 并参照刚体飞行器进行纵向稳定性和操纵性分析. 对于球载投放太阳能无人机等大尺寸飞行器, 多采用碳纤维复合材料制成, 机翼及机身明显的弹性变形会对拉起控制产生较大的影响, 需要予以重点关注. 此外, 具有弹性变形的大尺寸飞行器飞行速度低, 投放后初始段升降舵的操纵效率不足, 更依赖飞行器自身稳定性.

文献[68]中提出了一种基于 CR(co-rotational) 理论的考虑几何非线性效应的大柔性飞行器非线性配平及飞行载荷分析方法. 文献[69]指出大展弦比柔性机翼飞机出现弹性变形时, 局部翼剖面迎角增大, 导致动态失速现象产生. 文献[70]采用拉格朗日方程建立了能够体现太阳能无人机柔性特性的结构/飞行耦合动力学模型, 并采用根轨迹法方法分析了无人机的纵向稳定性, 最后研究了气动弹性变形对纵向飞行控制的影响. 文献[71]对弹性无人机状态方程与刚性无人机进行了对比, 并结合长周期和短周期模态分析了弹性变形对模型的影响.

中国科学院开展了临近空间球载太阳能无人机投放控制技术研究. 为有效分析机身弹性变形的影响, 首先, 对比拉飘试验中机身变形量和静力加载试验的机身变形量得到了作用在水平安定面上的气动力, 通过纵向力矩平衡计算得到了考虑机身弹性变形的俯仰力矩系数分布, 并分析了飞行速度对俯仰力矩系数的影响, 以及飞行速度和升降舵面偏角对舵效的影响; 然后, 建立了包含弹性的飞行力学模型, 对比分析了弹性模型与刚体模型的配平值, 如表2所示.

最后, 在飞行试验完成后对飞行状态点进行了静气动弹性复核, 如图5所示. 结果表明采用的研究方法能够准确的分析太阳能无人机球载投放控制特性.

表2 弹性模型与刚体模型配平比较

Table 2 The trim comparison of elastic and rigid model

	配平 迎角/(°)	升降舵面 偏角/(°)	水平安定 面上的 气动力/N
考虑机身弹性变形	3.3	-21.8	-128.2
不考虑机身弹性变形	2.4	-8.5	-132.8

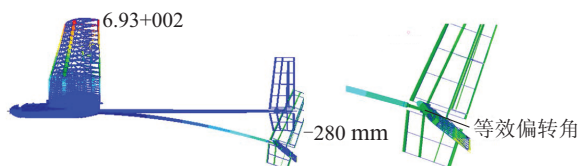


图5 机身弹性变形影响校核

Fig. 5 The influence check of fuselage deformation

### 5.1.2 投放飞行器纵向稳定性

投放飞行器的纵向稳定性对投放拉起控制起着关键性作用。在投放初始时刻, 无人机空速很小, 由于动压建立比较慢, 升降舵难以产生足够的抬头力矩, 这一阶段主要依靠飞行器的纵向稳定性保证飞行器运动在安全的范围内。

图6为某大尺寸太阳能无人机纵向静稳定性, 在20 km的投放高度, 飞机具有良好的纵向静稳定性。基于纵向小扰动运动方程对其动稳定性进行分析, 其在20 km投放高度巡航速度下的状态矩阵的特征根如表3所示。飞机具有动稳定性, 能够保证飞行器在投放后飞行的稳定性。

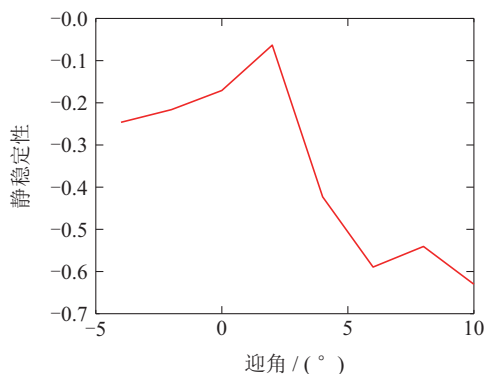


图6 纵向静稳定性

Fig. 6 Longitudinal static stability

表3 纵向特征根

Table 3 Longitudinal characteristic roots

纵向特征根	
短周期运动	$-3.1926 \pm 2.0751 i$
长周期运动	$-0.0185 \pm 0.2645 i$

从考虑机身弹性变形的飞行器纵向配平与刚体模型配平对比结果来看, 弹性变形对纵向配平升降舵偏

角以及配平迎角的影响较为明显, 需要较大的配平舵偏角, 因此, 在进行投放拉起控制及飞行控制时需要重点考虑弹性变形的影响; 另一方面, 大尺寸飞行器允许的过载小, 在投放后初始段升降舵的操纵效率不足, 需要飞行器自身稳定性来保证安全飞行。

### 5.2 投放转平飞控制

飞行器投放初始时刻速度为零, 或者存在较小的随高空气球一起运动的速度, 此时俯仰角为 $-90^\circ$ , 投放拉起过程的末状态飞行器为巡航飞行状态, 拉起过程伴随着速度、姿态、迎角等剧烈的变化, 对飞行安全及飞行控制具有重要的影响。因此, 需要控制拉起转平飞的过程。此外, 对于俯仰角度为 $-90^\circ$ 的初始状态, 需要考虑姿态估计存在奇异的问题。

文献[72]针对某型飞机无动力投放后, 受载机螺旋桨滑流影响, 难以保证水平飞行的问题。基于模型自由飞试验不同阶段的飞行特点, 采用了不同的控制方法, 纵向实施增稳控制, 并按预设的俯仰角下滑, 横向自动配平, 方向舵保持机械零位不变, 沿投放方向飞行。该控制方法很好地解决了模型飞机与载机安全分离和大迎角水平飞行控制问题。从飞行过程上看, 投放后依靠重力加速并拉起的过程与伞降式小型飞行器的投放控制相似, 文献[73]分析了伞降式小型飞行器在投放过程中的“伞降-俯冲-平飞”过程, 分析了伞降后的稳定性, 计算了飞行器稳定性和降落伞参数的关系, 进而建立了投放全过程模型。文献[74]针对伞降稳定段的初始姿态估计问题, 提出了改进的最优矢量姿态估计算法, 并分别提出了无陀螺多传感器四元数融合算法与有陀螺多传感器姿态融合算法。

在大翼展飞行器球载投放研究方面, 中国科学院开展了临近空间球载太阳能无人机投放控制技术研究, 对具有弹性变形的大翼展无人机投放拉起航迹、控制策略以及控制算法等方面进行了深入的研究。文献[75]建立了考虑弹性变形的动力学模型并分析了静稳定性, 结合数学仿真和拉飘试验数据对模型的弹性影响进行了修正, 最后开展了控制器设计及缩比无人机投放试验。文献[76-77]对投放过程中的纵向运动控制进行了研究, 通过建立纵向运动方程, 分析无人机在投放过程中应满足的限制条件, 采用控制变量参数化方法优化了俯仰角指令。文献[78]以俯仰、横滚和航向三通道姿态控制为基础, 加入时序控制, 以吊绳切割时刻作为无人机启控时刻, 针对太阳能无人机投放后到水平飞行过程的纵向通道和横航向通道的控制逻辑及时序问题提供了一种有效可行的方案。该方案将控制过程分为4个阶段, 如图7所示。阶段1, 横航向无控段, 因在投放前飞行器存在旋转运动, 投放后飞行器机头可能朝向任何方位, 因此该阶段飞机横滚及航向处于无控状态, 纵向通道按照指令俯仰角进

行跟踪控制. 阶段2, 横航向增稳控制段, 在该阶段飞机航向角确定, 进行增稳控制, 纵向通道继续按照俯仰角指令拉起. 阶段3, 固定下滑率定向下滑段, 该阶段为投放拉起与巡航飞行阶段的过渡阶段, 为保证动力系统输出持续增加过程的飞行速度在安全范围内, 通过固定下滑率下滑提供所需的空速. 阶段4, 飞机动力输出稳定后进入巡航飞行阶段, 各通道按照航线飞行指令解算控制指令, 投放拉起阶段结束. 方案经缩比无人机投放飞行试验验证了可行性.

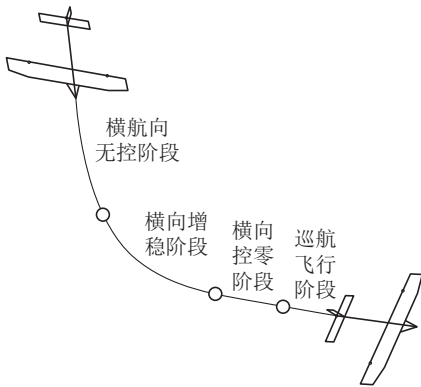


图7 投放控制阶段划分

Fig. 7 The stage division of balloon released

在拉起控制律研究方面, 基于载球的实际运动状态, 投放飞行器在运动过程初始状态和末状态俯仰角速率为零. 在初始时刻飞行器速度小, 舵效率低, 因此在拉起控制中设计了如图8所示的俯仰角指令, 即

$$\theta_c = \theta_0(\sin(\tau(t - k)) - 1), \quad (2)$$

其中:  $\theta_c$ 为初始俯仰角;  $\tau$ 为与拉起速率有关的时间常数;  $k$ 为与拉起加速度有关的常数, 拉起完成的判断标志为: 1) 时间大于拉起时间; 2) 时间未到但已完成拉起; 3) 手动进入, 拉起完成后进入巡航飞行阶段. 中国科学院在2019年开展了低空球载投放飞行试验, 部分验证了投放拉起控制的有效性, 如图9-11所示.

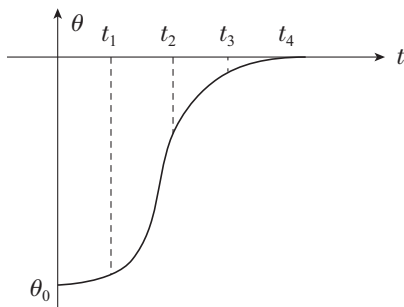


图8 拉起控制俯仰角指令

Fig. 8 The desired pitch angle command of pull up control

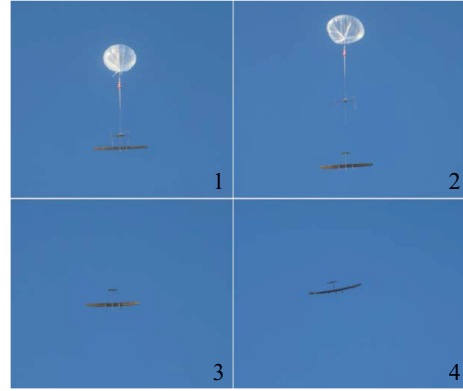


图9 球载太阳能无人机投放试验

Fig. 9 The flight test of balloon-borne solar powered UAV

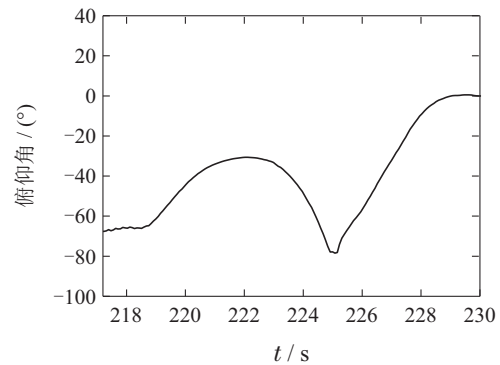


图10 拉起过程俯仰角响应

Fig. 10 The pitch angle of the pull up process

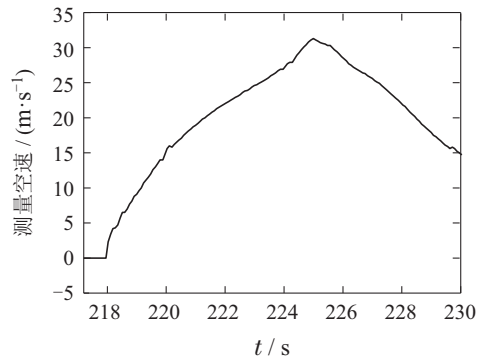


图11 拉起过程空速变化

Fig. 11 The airspeed of the pull up process

缩比无人机球载投放试验验证了球载发放、上升以及投放分离的有效性, 对拉起控制策略和控制方法进行了验证, 由于其他因素导致飞机损毁, 但球载投放控制技术得到了验证. 后续结合试验情况对飞机进行了改进设计, 对俯仰控制指令参数进行了优化.

## 6 总结与讨论

临近空间飞行器球载投放起飞与滑跑起降、火箭助推等相比具有快速进入、携带燃料少等显著优势, 尤其适合低速飞行器快速进入临近空间, 其应用前景

广阔. 本文对临近空间球载飞行器投放控制关键技术的研究现状进行了综述. 综合国内外研究现状, 能够得到以下结论: 1) 大翼展飞行器弹性变形明显, 飞行速度低, 球载投放控制技术相比刚体飞行器、中高速飞行器具有明显的不同点与难点, 需要考虑弹性变形对纵向配平、拉起控制的影响; 2) 高空气球、无人机等相关飞行器的控制研究已发表大量文献, 但现有的研究偏重于单体飞行器的动力学建模与控制, 球载投放控制还涉及多体动力学建模、初始条件的控制、大迎角气动特性与切变风的影响、拉起控制等, 涉及相关影响的控制研究成果还很少.

由此看来临近空间球载飞行器投放研究依旧任重而道远. 如何控制在飞行器投放时具有良好的初始位置、速度条件以及尽可能小的外部扰动; 如何确保拉起过程飞行器的安全飞行及顺利切换至巡航飞行, 这些是开展球载投放放飞研究需要解决的关键问题. 从投放条件控制方面, 需要加强风干扰及搭载飞行器气动面干扰下的高空气球定点驻空控制研究, 开展投放飞行器反转控制研究. 从投放飞行器控制方面, 要综合考虑过载、迎角、速度、可用操纵等限制条件开展飞行器投放最优控制研究. 随着高空低雷诺数气动设计技术、定点驻空控制技术、轻质高强材料及结构设计技术以及飞行控制技术的发展, 将会推动高空球载投放技术较大的进步, 并开展更多的气球应用试验. 同时, 伴随着目前反介入/区域拒止等作战模式的需求, 基于高空球载投放飞行的小型集群无人机、巡飞弹将会得到广泛部署, 球载投放控制技术将在理论研究、控制算法设计、仿真分析和试验验证等方面得到进步与验证.

## 参考文献:

- [1] WANG Yafei, AN Yongwang, YANG Jihe. Current status and development trend of approaching space aircraft. *Technology Foundation of National Defence*, 2010, 1(5): 33 – 37.  
(王亚飞, 安永旺, 杨继何. 临近空间飞行器的现状及发展趋势. 国防技术基础, 2010, 1(5): 33 – 37.)
- [2] HUANG Wanning, ZHANG Xiaojun, LI Zhibin, et al. Development status and application prospect of near space science and technology. *Science & Technology Review*, 2019, 37(21): 46 – 62.  
(黄宛宁, 张晓军, 李智斌, 等. 临近空间科学技术的发展现状及应用前景. 科技导报, 2019, 37(21): 46 – 62.)
- [3] STEPHENS H. Near-space. *Air Force Magazine*, 2005, 88(7): 36 – 40.
- [4] LUIS E. *Stratospheric Balloons Chronological Lists of Launches Worldwide Since 1947*. URL <http://stratocat.com.ar/globos/indexe.html>.
- [5] MIYAZAWA Y. Dynamic programming trajectory optimization and its application to D-SEND #2 low sonic-boom research project. *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*. Boston: AIAA, 2013: 6 – 13.
- [6] SUZUKI, H, TOMITA, H. Optimal trajectory design for D-SEND#2 vehicle. *Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology*. Australia: Engineers Australia, 2011: 624 – 633.
- [7] ANADA G K, SUKUMAR P P, SELIQ M S. Measured aerodynamic characteristics of wings at low Reynolds numbers. *Aerospace Science and Technology*, 2015, 42: 392 – 406.
- [8] QU Z Y, YANG Y C, LI C C, et al. Study of balloon launched micro air vehicle design and flight test. *The 7th China High Resolution Earth Observation Conference*. Changsha, China: Lecture Notes in Electrical Engineering, 2020: 456 – 461.
- [9] GEVERS D E, RATCLIFF M M, HATCH J A. Balloon launched UAV with nested wing for near space applications. *Aerospace Technology Conference and Exposition*. Long Beach, California: AIAA, 2007: 3910 – 3916.
- [10] JACOB J, LUMPP J, SMITH S, et al. Multidisciplinary design experience of a high altitude inflatable wing UAV for aerospace workforce development. *AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*. San Diego, CA: AIAA, 2013: 5302 – 5307.
- [11] FAVELA K H, TANS P, JAECKLE T H, et al. Microcollection of gases in a capillary tube: Preservation of spatial and temporal resolution. *Analytical Chemistry*, 2012, 84(19): 8310 – 8316.
- [12] STEENARI D, KUHN T, WLACH S. Vexredus: A student high altitude glider project to demonstrate the capabilities of a blended wing body concept. *Proceedings of the 21st ESA Symposium on European Rocket & Balloon Programmes and Related Research*. Thun: Noordwijk Press, 2013: 225 – 232.
- [13] SCHWARZBACH M, WLACH S, LAIACKER M. Modifying a scientific flight control system for balloon launched UAV missions. *Aerospace Conference*. Big Sky, Montana, USA: IEEE, 2015: 1 – 10.
- [14] RAUTENBERG A, GRAF M S, WILDMANN N, et al. Reviewing wind measurement approaches for fixed-wing unmanned aircraft. *Atmosphere*, 2018, 9(11): 1 – 24.
- [15] TRAVIS J, SCHUYLER, S. M. IMAN GOHARI, GARY PUND-SACK, et al. Using a balloon-launched unmanned glider to validate real-time WRF modeling. *Application of Unmanned Aircraft Systems for Atmospheric Science*, 2019, 19(8): 1914 – 1920.
- [16] MA Dongli, ZHANG Liang, YANG Muqing, et al. Review of key technologies of ultra-long-endurance solar powered unmanned aerial vehicle. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(3): 34 – 63.  
(马东立, 张良, 杨穆清, 等. 超长航时太阳能无人机关键技术综述. 航空学报, 2020, 41(3): 34 – 63.)
- [17] LI Feng, BAI Peng. *Low Reynolds Number Aerodynamics of Air Vehicles*. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2017.  
(李锋, 白鹏. 飞行器低雷诺数空气动力学. 北京: 中国宇航出版社, 2017.)
- [18] BAI Peng, CUI Erjie, ZHOU Weijiang, et al. Numerical simulation of laminar separation bubble over 2D airfoil at low Reynolds number. *ACTA Aerodynamica Sinica*, 2006, 24(4): 416 – 424.  
(白鹏, 崔尔杰, 周伟江, 等. 翼型低雷诺数层流分离泡数值研究. 空气动力学学报, 2006, 24(4): 416 – 424.)
- [19] DUAN Zhuoyi, WANG Wei, GENG Jianzhong, et al. Challenges of high efficiency aerodynamics design for HALE solar powered UAV. *ACTA Aerodynamica Sinica*, 2017, 35(2): 156 – 171.  
(段卓毅, 王伟, 耿建中, 等. 高空长航时太阳能无人机高效气动设计新挑战. 空气动力学学报, 2017, 35(2): 156 – 171.)
- [20] LI Chenfei, JIANG Luhua. Review of near space long endurance solar-powered unmanned aerial vehicle in aerodynamic study. *World Sci-Tech R&D*, 2018, 40(4): 386 – 398.  
(李晨飞, 姜鲁华. 临近空间长航时太阳能无人机气动研究综述. 世界科技研究与发展, 2018, 40(4): 386 – 398.)
- [21] LISSAMANP B S. Low-Reynolds-number airfoils. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2003, 15(1): 223 – 239.
- [22] SELIG M, GUGLIELMO J, BROERN A, et al. Experiments on airfoils at low Reynolds numbers. *The 34th Aerospace Sciences Meetings and Exhibit*. Reston, VA: AIAA, 1996: 62 – 68.



- [23] MUELLER T J, BATIL S M. Experimental studied of separation on a two-dimensional airfoil at low Reynolds numbers. *AIAA Journal*, 1982, 20(4): 457 – 463.
- [24] ZHANG Qiang, YANG Yong. Numerical analysis of low-Reynolds-number flow over airfoil. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2006, 24(4): 482 – 486.  
(张强, 杨永. 绕翼型低雷诺数流动的数值分析研究. 空气动力学报, 2006, 24(4): 482 – 486.)
- [25] GUAN Jian, GUO Zheng. Numerical simulation of low-Reynolds-number flows over the E387 airfoil. *Science Technology and Engineering*, 2013, 13(24): 7275 – 7281.  
(关键, 郭正. 绕翼型低雷诺数流动的数值仿真. 科学技术与工程, 2013, 13(24): 7275 – 7281.)
- [26] SAHIN M, HALL J, MOHSENI K. Direct numerical simulation of separated low-reynolds number flows around an eppler 387 airfoil. *The 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, Nevada: AIAA, 2008: 422 – 435.
- [27] LIU Qiang, BAI Peng, LI Feng. Aerodynamic characteristics of airfoil and evolution of laminar separation at different Reynolds number. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(4): 22 – 34.  
(刘强, 白鹏, 李峰. 不同雷诺数下翼型气动特性及层流分离现象演化. 航空学报, 2017, 38(4): 22 – 34.)
- [28] KARSU I, GEN M S, ACIKEL H H. Numerical study on low Reynolds number flows over an aerofoil. *Journal of Applied Mechanical Engineering*, 2013, 2(5): 1000131.
- [29] LIU Fang, DU Mianyin, YUE Liangming, et al. High efficiency propeller design at low-Reynolds number and high-altitude. *The 3rd China Aeronautical Science and Technology Conference*. Beijing: Proceedings of the Third China Aviation Science and Technology Conference in 2017 (Volume 2), 2017: 866 – 890.  
(刘芳, 杜绵银, 岳良明, 等. 高空低雷诺数高效螺旋桨设计, 2017年第三届中国航空科学技术大会. 北京: 2017年第三届中国航空科学技术大会论文集(下册), 2017: 866 – 890.)
- [30] MUELLER J B, PALUSZEK M A, ZHAO Y Y. Development of an aerodynamic model and control law design for a high altitude airship. *The 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, Nevada: AIAA, 2004: 6497 – 6503.
- [31] REN Peng, WANG Dahua, YU Ren. On variations in airship uplift with height. *Journal of Naval University of Engineering*, 2007, 19(1): 108 – 122.  
(任鹏, 王大华, 余刃. 飞艇浮升力随高度变化规律的研究. 海军工程大学学报, 2007, 19(1): 108 – 122.)
- [32] GAO Xiaofeng, DUAN Dongba, GUO Xie, et al. Envelop volume design and research on changing rule of net buoyancy for stratospheric airship. *LTA Conference Papers*. Beijing: Aviation Industry Press, 2007.  
(高晓枫, 段东坝, 郭硕, 等. 平流层飞艇囊体体积设计及净浮力变化规律研究. 2007年中国浮空器大会论文集. 北京: 航空工业出版社, 2007.)
- [33] HU Guochang, XIA Hui, WU Meiping. Analysis on static lift of stratospheric airship. *Computer Simulation*, 2010, 27(12): 60 – 64.  
(胡国昌, 夏辉, 吴美平. 平流层飞艇静升力分析. 计算机仿真, 2010, 27(12): 60 – 64.)
- [34] TIAN Lili, FANG Xiande, DAI Qiumin, et al. Study on the motion characteristics of high-altitude balloon. *2011 LTA Conference*. Jingmen: Aviation Industry Press, 2011: 577 – 582.  
(田莉莉, 方贤德, 戴秋敏, 等. 高空气球运动特性研究. 2011中国浮空器大会. 荆门: 航空工业出版社, 2011: 577 – 582.)
- [35] LÜ Mingyun, WU Zichun. Thermodynamic model and numerical simulation of high altitude balloon ascending process. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2011, 37(5): 505 – 509.  
(吕明云, 巫资春. 高空气球热力学模型与上升过程仿真分析. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(5): 505 – 509.)
- [36] SALEH S. Floating performance analysis & extended lifetime for high altitude zero pressure balloon. *International Journal of Modeling & Optimization*, 2016, 6(4): 6 – 14.
- [37] LEE Y, YEE K. Numerical prediction of scientific balloon trajectories while considering various uncertainties. *Journal of Aircraft*, 2016, 54(2): 1 – 15.
- [38] SU Run, LI Xiaojian. Numerical simulation study on flight performance of stratospheric zero-pressure balloon. *Journal of Hefei University of Technology*, 2018, (3): 325 – 332.  
(苏润, 李小建. 平流层零压气球飞行控制仿真研究. 合肥工业大学学报, 2018, (3): 325 – 332.)
- [39] LIAO Jun, YUAN Junjie, JIANG Yi, et al. Study on the sports characteristics of high-altitude pressure air ball rising process. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2019, 40(1): 11 – 19.  
(廖俊, 袁俊杰, 蒋祎, 等. 高空零压气球上升过程的运动特性研究. 航天返回与遥感, 2019, 40(1): 11 – 19.)
- [40] WU Lei, LI Yong, LIANG Dong. Modeling of stratospheric airship during takeoff. *Proceedings of the 25th Chinese Control Conference*. Harbin: Beihang Press, 2006: 1179 – 1180.  
(吴雷, 李勇, 梁栋. 平流层飞艇放飞段动力学建模. 第32届中国控制会议. 哈尔滨: 北京航空航天大学出版社, 2006: 1179 – 1180.)
- [41] JOSEPH M, MICHAEL P, ZHAO Y Y. Development of an aerodynamic model and control law design for an high altitude airship. *AIAA the 3rd Unmanned Unlimited Technical Conference, Workshop and Exhibit*. Chicago, Illinois: AIAA, 2004: 6572 – 6577.
- [42] LI Zhibin, WU Lei, ZHANG Jingrui, et al. Review of dynamics and control of stratospheric airships. *Advances in Mechanics*, 2012, 42(4): 482 – 493.  
(李智斌, 吴雷, 张景瑞, 等. 平流层飞艇动力学与控制研究进展. 力学进展, 2012, 42(4): 482 – 493.)
- [43] SCHMIDT D K. Dynamic modeling, control, and station keeping guidance of a large high-altitude near-space air ship. *The 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, Nevada: AIAA, 2006: 781 – 787.
- [44] DE PAIVA E C, BUENO S S, BERGERMAN M. A robust pitch attitude controller for AURORA's semi-autonomous robotic airship. *The 37th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, Nevada: AIAA, 1999: 907 – 913.
- [45] LEE S J, KIM D M. Feedback linearization controller for semistation keeping of the unmanned airship. *The 5th AIAA Aviation, Technology, Integration, and Operations Conference*. Virginia: AIAA, 2005: 558 – 564.
- [46] WANG X, SHAN X. Airship attitude tracking system. *Applied Mathematics and Mechanics*, 2006, 27(7): 919 – 926.
- [47] ACOSTA D M, JOSHI S S. Adaptive nonlinear dynamic inversion control of an autonomous airship for the exploration of Titan. *The 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, Nevada: AIAA, 2007: 502 – 508.
- [48] AINHEIRA J R, MOUTINHO A, PAIVA E C. A backstepping controller for path-tracking of an underactuated autonomous airship. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 2009, 19(4): 418 – 441.
- [49] PAIVA E C, BENJOVENGO F, BUENO S S, et al. Nonlinear control approaches for an autonomous unmanned robotic airship. *The 17th AIAA Aviation Technology Conference*. Belfast, Northern Ireland: AIAA, 2007: 348 – 354.
- [50] DE PAIVA E C, BENJOVENGO F, BUENO S S. Sliding mode control for the path following of an unmanned airship. *The 26th IFAC Symposium on Intelligent Autonomous Vehicles*. Toulouse, France: Proceedings of IFAC Symposium on Intelligent Autonomous Vehicles, 2007: 221 – 227.

- [51] BENJOVENGO F P, DE PAIVA E C. Sliding mode control approaches for an autonomous unmanned airship. *The 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, Nevada: AIAA, 2009: 2869 – 2875.
- [52] CHANG Xiaofei, BAI Yunfei, FU Wenxing, et al. Research on fixed-point aerostat based on its special stratosphere wind field. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2014, 32(1): 12 – 17.  
(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. 西北工业大学学报, 2014, 32(1): 12 – 17.)
- [53] DENG Xiaolong, YANG Xixiang, MA Zhenyu, et al. Review of key technologies for station-keeping of stratospheric aerostats based on wind field utilization. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2019, 40(8): 022941.  
(邓小龙, 杨希祥, 麻震宇, 等. 基于风场环境利用的平流层浮空器区域驻留关键问题研究进展. 航空学报, 2019, 40(8): 022941.)
- [54] RAMESH S. S, LIM K. M, LEE H. P, et al. Reduced order modeling of stratospheric winds and its application in high altitude balloon trajectory simulations. *Journal of Applied Meteorology and Climatology*, 2017, 56(6): 1753 – 1766.
- [55] LI Chunlin, LUO Rongyuan, CHEN Tongxi. New idea for stratospheric communications Google loon. *Communications Technology*, 2015, 48(12): 125 – 129.  
(李春霖, 罗蓉媛, 陈彤曦. 平流层通信新思路—谷歌气球计划. 通信技术, 2015, 48(2): 125 – 129.)
- [56] ATHAR R, MATTHEWS T, LAVIGNE J, et al. Stratospheric C4ISR unmanned station. *AIAA Balloon System Conference*. Denver, USA: AIAA, 2017: 832 – 838.
- [57] WANG Chao, YAO Wei, WU Yao, et al. Preliminary design of aerostat for long duration and regional station keeping by natural energy. *Chinese Space Science and Technology*, 2015, 35(1): 43 – 50.  
(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. 中国空间科学技术, 2015, 35(1): 43 – 50.)
- [58] CHANG Xiaofei, SHANG Nini, FU Wenxing, et al. Modeling and simulation of rapid deployment system for stratospheric aerostat. *Journal of Astronautics*, 2014, 35(10): 1135 – 1140.  
(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. 宇航学报, 2014, 35(10): 1135 – 1140.)
- [59] WANG Yiping, ZHOU Fei, XU Ming. Research on control strategy of territory-hovering aerostat in near space. *Chinese Space Science and Technology*, 2018, 38(1): 63 – 69.  
(王益平, 周飞, 徐明. 临近空间浮空器区域驻留控制策略研究. 中国空间科学技术, 2018, 38(1): 63 – 69.)
- [60] LI Kui, DENG Xiaolong, YANG Xixiang, et al. Influence of wind prediction model and trajectory control strategy on station-keeping performance for stratospheric aerostats. *The 5th China High Resolution Earth Observation Conference*. Xi'an: Proceedings of the 5th High Resolution Earth Observation Academic Annual Conference, 2018: 1102 – 1108.  
(李魁, 邓小龙, 杨希祥, 等. 风场预测模型与轨迹控制策略对平流层浮空器区域驻留能力影响研究. 西安: 第五届高分辨率对地观测学术年会论文集, 2018: 1102 – 1108.)
- [61] WEN Yubin. *Research on airship station-keeping control method based on model predictive control*. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2019.  
(温余彬. 基于预测理论的浮空器定点悬停控制方法研究. 上海: 上海交通大学, 2019.)
- [62] LI Kui, DENG Xiaolong, YANG Xixiang, et al. Trajectory control of aerostat based on prediction of stratospheric wind field. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2019, 45(5): 1008 – 1018.  
(李魁, 邓小龙, 杨希祥, 等. 基于平流层风场预测的浮空器轨迹控制. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(5): 1008 – 1018.)
- [63] TIMOTHY D. G, DAVID J. O, ANGELA M. R. *Measurement of load train motion on a stratospheric balloon flight*. Marland: NASA Goddard Space Flight Center, 2005.
- [64] WANG Honghui. *Studies on design technology and autonomous control method of balloon-borne gondola platform*. Xi'an: Northwestern University of Technology, 2014.  
(王鸿辉. 球载吊篮平台设计技术及自主姿态控制方法研究. 西安: 西北工业大学, 2014.)
- [65] YI Qiuyan, ZHAO Jiankang, DAI Jinhai. A method of control inner disturb to the reaction wheel. *Journal of Electronics & Information Technology*, 2007, 29(6): 1521 – 1524.  
(尹秋岩, 赵健康, 戴金海. 反作用飞轮内干扰抑制方法研究. 电子与信息学报, 2007, 29(6): 1521 – 1524.)
- [66] HE Linlin, DOU Manfeng. Application of direct current torque motor on the azimuth control system of nacelle. *Small & Special Electrical*, 2005, (9): 32 – 34.  
(何琳琳, 窦满峰. 直流力矩电动机在气球吊篮方位控制系统中的应用. 微特电机, 2005, (9): 32 – 34.)
- [67] WANG Honghui, YUAN Zhaohui, HE Chang'an. Design of comprehensive decoupler for balloon-borne gondola's azimuth control. *Proceedings of the 32nd Chinese Control Conference*. Xi'an: Proceedings of the 32nd China Control Conference, 2013: 5222 – 5226.  
(王鸿辉, 袁朝辉, 何长安. 球载吊篮方位控制综合解耦器设计. 第32届中国控制会议. 西安: 第32届中国控制会议论文集, 2013: 5222 – 5226.)
- [68] WANG Wei, ZHOU Zhou, ZHU Xiaoping, et al. CR approach of nonlinear trim and flight load analysis of very flexible solar powered UAV. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2015, 33(4): 566 – 572.  
(王伟, 周洲, 祝小平, 等. 基于CR理论的大柔性太阳能无人机非线性配平及飞行载荷分析. 西北工业大学学报, 2015, 33(4): 566 – 572.)
- [69] WANG Wei. *Exploring nonlinear aeroelastic and flight dynamics of solar-powered UAV*. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2015.  
(王伟. 太阳能无人机非线性气动弹性及飞行力学研究. 西安: 西北工业大学, 2015.)
- [70] WANG Rui, ZHU Xiaoping, ZHOU Zhou. Longitudinal stability and control of highly flexible solar-powered UAV. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2015, 33(4): 573 – 579.  
(王睿, 祝小平, 周洲. 超柔性太阳能无人机纵向操稳特性研究. 西北工业大学学报, 2015, 33(4): 573 – 579.)
- [71] FENG Yangfan, ZHOU Zhou, XIAO Wei. Study on longitudinal flight dynamic characteristics of high altitude flexibility solar UAV. *Flight Dynamics*, 2014, 32(1): 1 – 4.  
(冯扬帆, 周洲, 肖伟. 高空太阳能弹性无人机纵向动力学特性研究. 飞行力学, 2014, 32(1): 1 – 4.)
- [72] ZHENG Hao, ZHAO Zhijun, ZHANG Jiaqi. Design of unpowered drop model free-flight test control law for an aircraft. *Flight Dynamics*, 2017, 35(5): 88 – 96.  
(郑浩, 赵志俊, 张甲奇. 某型飞机无动力投放模型自由飞控制律设计. 飞行力学, 2017, 35(5): 88 – 96.)
- [73] LIU Chang. *Technical research of initial state to level flight control for parachute-type small aircraft*. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2014.  
(刘畅. 伞降式小型飞行器初始转平飞控制技术研究. 北京: 北京理工大学, 2014.)
- [74] LIU Fei. *Research on the attitude estimation and fusion algorithms for initial state to level flight of small parachute aircraft*. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2015.  
(刘菲. 伞降式小型飞行器初始转平飞过程姿态估计与融合算法研究. 北京: 北京理工大学, 2015.)

- [75] HU Y P, GUO J, MENG W Y, et al. Longitudinal control for balloon-borne launched solar powered UAVs in near-space. *Journal of Systems Science and Complexity*, 2022, 35(3): 802 – 819.
- [76] HU Y P, YANG Y P, MA X P, et al. Computational optimal launching control for balloon-borne solar-powered UAVs in near-space. *Science Progress*, 2019, 103(1): 1 – 19.
- [77] HU Yanpeng, MENG Wenyue, YAN Xiaopeng, et al. *Trajectory design method for launching process of balloon-borne solar-powered UAV in near-space*. China.109141429B.8. 2021-08-03.  
(户艳鹏, 蒙文跃, 闫晓鹏, 等. 临近空间球载太阳能无人机投放过程航迹设计方法. 中国.109141429B.8. 2021-08-03.)
- [78] HU Yanpeng, YAN Xiaopeng, MENG Wenyue, et al. *Control method for launching process of balloon-borne solar-powered UAV*. China. 108820222B. 2020-11-03.  
(户艳鹏, 闫晓鹏, 蒙文跃, 等. 球载太阳能无人机投放控制方法. 中国. 108820222B. 2020-11-03.)

#### 作者简介:

**户艳鹏** 副教授, 博士, 目前研究方向为飞行器动力学建模与控制, E-mail: huyanpeng@ustb.edu.cn;

**郭金** 教授, 博士, 目前研究方向为系统辨识与控制理论、飞行器建模与控制、信息物理系统, E-mail: guojin@ustb.edu.cn;

**贾瑞龙** 硕士研究生, 目前研究方向为飞行器动力学建模与控制, E-mail: s20200558@xs.ustb.edu.cn;

**冯慧** 高级工程师, 博士, 目前研究方向为浮空器系统设计、浮空器载荷应用, E-mail: fenghui@aircas.ac.cn;

**蒙文跃** 高级工程师, 硕士, 目前研究方向为太阳能无人机动力学建模与控制, E-mail: mengwenyue@iet.cn;

**刘萍** 副研究员, 博士, 目前研究方向为航天器控制系统设计、故障诊断, E-mail: liup89@mail.sysu.edu.cn.