

对流层飞艇总体设计及参数分析

许 军¹, 熊思进²

(1. 中国电子科技集团公司第三十八研究所, 安徽 合肥 230088;

2. 西北核技术研究所, 陕西 西安 710024)

摘 要: 针对对流层低空飞艇系统总体设计要求, 开展对流层低空飞艇总体参数设计与分析, 分析了不同总体参数对飞艇总体性能的影响, 重点研究了浮力随高度的变化、不同设计因素(如氦气纯度等)下飞行高度与任务载荷能力的变化、不同高度下最大及最小速度特性变化、不同载重能力下的耗油特性、不同上升/下降过程中压力调节等需求。总体设计与参数设计方法和结论可为对流层低空飞艇系统总体设计提供理论设计思路和工程借鉴。

关键词: 飞艇; 对流层; 浮力; 速度特性; 载重能力

中图分类号: V274

文献标志码: A

doi: 10.3969/j.issn.1674-3407.2023.03.009

Overall Design and Parameter Analysis of Troposphere Airship

Xu Jun¹, Xiong Sijin²

(1. The 38th Research Institute of China Electronics Technology Group Corporation, Hefei 230088, Anhui, China;

2. Northwest Institute of Nuclear Technology, Xi'an 710024, Shaanxi, China)

Abstract: According to the overall design requirements of troposphere low-altitude airship system, the design and analysis of the overall parameters of troposphere low-altitude airship are carried out, and the influences of different overall parameters on the overall performance of airship are analyzed. The requirements of buoyancy force changed with altitude, flight altitude and load capacity changed with different design factors (such as helium purity), maximum and minimum speed characteristics changed with different altitudes, endurance characteristics changed with different load capacities, pressure regulation changed with different ascent and descent processes are mainly studied. The methods and conclusions of the overall design and parameter design could provide theoretical design ideas and engineering reference for the overall design of the troposphere low-altitude airship system.

Keywords: airship, troposphere, buoyancy force, velocity characteristic, load capacity

1 引 言

近年来,随着无人飞行器技术的井喷式发展,无人飞艇因其无人化、滞空时间长、安全性高、可低速飞行等优势,逐渐得到广泛应用。特别是在战场侦察监视、民用货运、遥感遥测等领域,无人飞艇成为近些年低速无人飞行器的一个重要研究方向和研究热点^[1-4]。

飞艇是一种低速浮空飞行器,主要利用气囊中的氦气和空气等气体产生浮力。伴随着无人技术的发展,低空无人飞艇逐渐得到推广和应用,因此对于无人飞艇的总体设计研究至关重要。

无人飞艇的总体参数设计会影响飞艇的总体性能指标,如何在不同参数中选择最优的参数值也成为研究重点。与其他飞行器相比,飞艇的载重能力、巡航速度、飞行高度、续航时间、供电能力等至关重要。通过分析可知,不同的设计参数(飞行高度、飞行速度、载重能力等)和环境因素(如大气温度、大气压力等)对飞艇系统总体指标和性能影响较大,因此,深入分析不同参数对无人飞艇总体性能的影响是十分必要的。同时,掌握不同参数对无人飞艇总体性能的影响规律对理论方法研究和工程设计分析具有较好的指导意义^[5-9]。

2 总体设计

针对任务载荷能力 150kg、续航时间 10h、飞行高度

3200m 等要求,开展低空飞艇总体设计,分析不同的总体设计参数对飞艇总体性能的影响,重点从浮力特性分析、速度特性分析、续航特性分析、上升/下降特性分析等方面进行飞艇性能特性计算与参数分析研究。

3 浮力特性分析

根据理想气体状态方程和空气、氦气等气体参数,按照浮重平衡特性,可以计算出飞艇的总浮力、氦气和空气重量,然后计算出飞艇的静浮力。图 1 给出了不同体积下的总浮力,可以看出,3200m 高度下,2000m³ 时的总浮力为 1781.4kg,满足飞艇空机重量、任务载荷重量、燃油量、静浮力等要求,故选择 2000m³ 作为设计体积。

氦气纯度对飞艇的总浮力和静浮力有影响,通过计算不同氦气纯度下的总浮力和静浮力,可得到氦气纯度对浮力特性的影响,进而可根据氦气纯度综合评估飞艇的飞行性能特性。图 2 给出了 3200m 高度下不同氦气纯度下的总浮力、静浮力的计算结果。总浮力与飞艇体积相关,而静浮力随着氦气纯度的变化会发生变化。随着氦气纯度的增大,静浮力也增大。

飞艇在不同高度下的载荷能力是不同的,研究载重能力随高度的变化趋势可为飞艇性能设计提供依据。图 3 给出了不同高度下飞艇的最大载重能力,可以看出,随着任务高度的降低,载重能力逐渐增大。

[收稿日期] 2023-02-13

[作者简介] 许 军(1987-),男,汉族,博士,高级工程师,研究方向为无人机及飞艇系统总体设计。

[基金项目] 国防基础科研项目(JCKY2019210A005)。

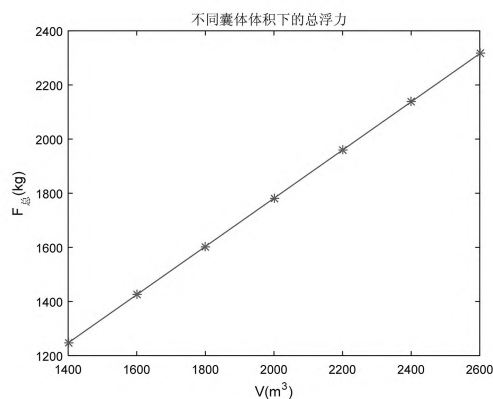


图1 不同体积下的总浮力

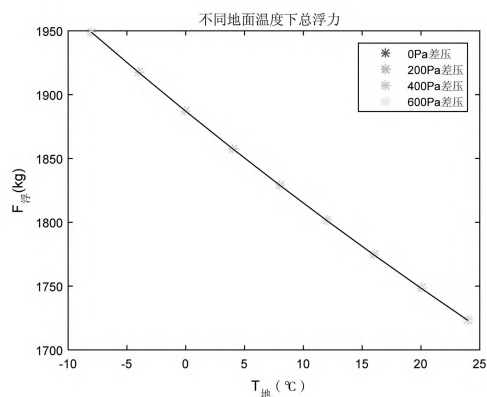


图4 不同地面温度、不同差压下的总浮力

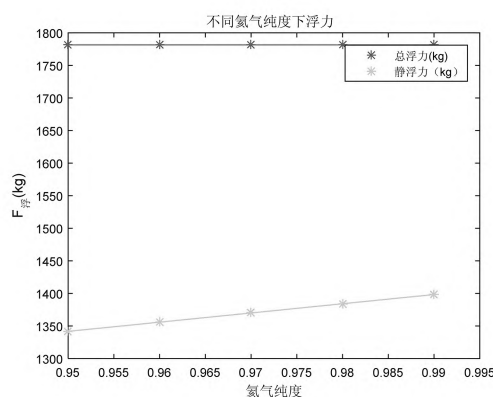


图2 不同氮气纯度下的浮力变化

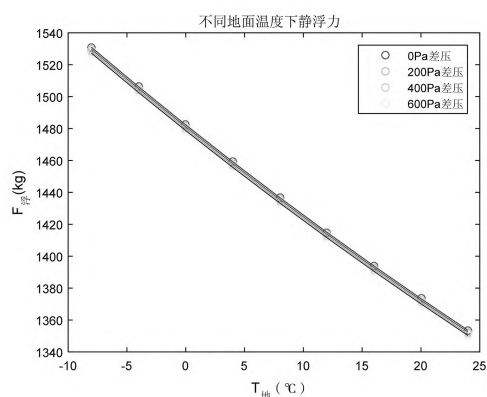


图5 不同地面温度、不同差压下的静浮力

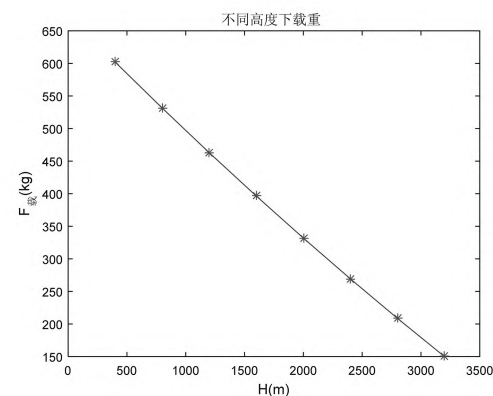


图3 不同高度下的载重能力

不同的地面温度和不同的气囊差压对飞艇的浮力特性也有影响。图4和图5分别给出了不同地面温度、不同差压下的总浮力和静浮力,可以看出,随着地面温度的升高,总浮力和静浮力下降;差压对浮力的影响不大。

4 速度特性分析

速度包线决定了飞艇的飞行性能。飞艇的速度特性主要包括最大飞行速度、最小飞行速度等。其中,最小飞行速度主要由飞艇的气动特性、高度等决定,最大飞行速度与飞行选择的发动机、飞行阻力特性、高度等有关。

依据文献[10]中对飞艇阻力系数特性的分析结果,图6给出了不同阻力系数时飞艇在最大速度70km/h的推进功率

特性^[11,12]。可以看出,同等高度下,随着阻力系数的增大,推进功率也增大。地面0海拔时,当阻力系数在0.04~0.05之间变化,推进功率从28.59kW~35.74kW之间变化。同等阻力系数时,随着高度的增大,推进功率下降。阻力系数为0.04时,高度从地面到3200m变化,推进功率为28.59kW~20.79kW。

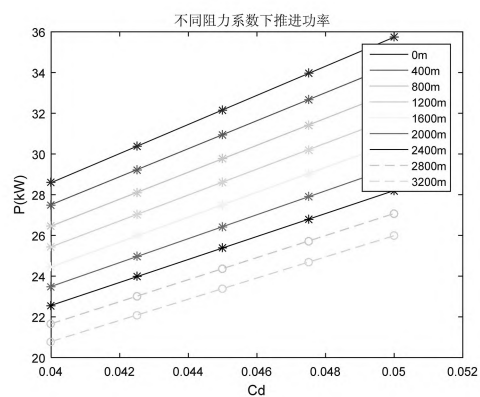


图6 不同阻力系数下推进功率随高度的变化

飞艇飞行过程中,不仅需要发动机输出推进功率以保证飞艇飞行,飞艇艇上机载设备的工作也需要发动机驱动发电机产生额外的功率。因此,对发动机功率需求的设计,还需要进一步分析艇载平台用电功率特性的影响因素。图7给出了不同平台用电功率需求下的海平面需用功率,可以看

出,相同海拔条件下,随着平台用电功率需求的增大,海平面需用功率也增大。0m 高度下,平台用电功率为 2kW 时,海平面需用功率为 50.01kW。同等平台用电功率下,随着海拔高度的增大,海平面需用功率也增大。3200m 高度下,平台用电功率为 4.5kW 时,海平面需用功率为 59.85kW。

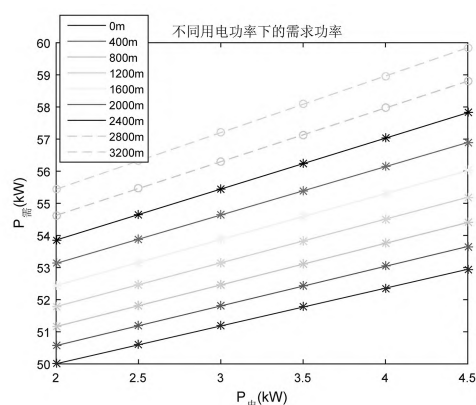


图7 不同用电功率下的海平面需用功率变化

结合发动机输出功率需求及对流层飞艇的双发特性,对比分析 Rotax 活塞式发动机特性。选取某 Rotax 式活塞发动机,该发动机在 2000r/min 和最大速度要求下,输出功率接近 50kW,满足对流层飞艇双发功率的要求。结合发动机输出功率衰减特性开展飞艇最大速度特性的计算分析,不同高度下的最大速度特性如图 8 所示。可以看出,同等高度下,随着用电设备功耗的增加,最大速度值减小。在 2kW 用电设备功耗、3200m 高度时,最大飞行速度为 79.89km/h。同等用电功耗条件下,随着海拔高度增大,最大速度下降。在 4.5kW 用电功耗下,飞行高度 3200m 时,最大速度为 78.66km/h。

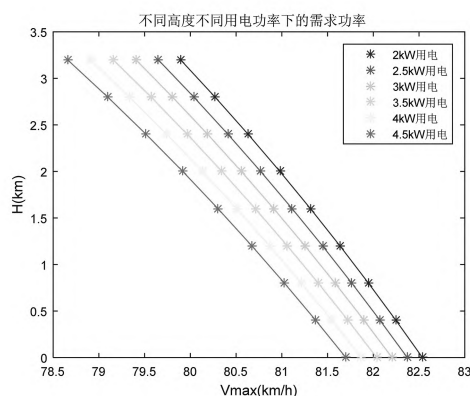


图8 不同高度下的最大速度特性

根据飞艇的气动特性、飞艇的面积、剩余浮力等参数,利用文献[13]中的方法,计算不同高度和不同剩余浮力状态下的最小速度特性。图 9 和图 10 分别给出了不同高度和剩余浮力状态下的失速速度、最小速度变化曲线。

从图 9 可以看出,同等剩余浮力状态下,随着海拔高度的增大,飞艇的失速速度呈现增大趋势。在 40kg 剩余浮力状态下,0km 高度的失速速度为 14.94km/h,3.2km 高度时失速速度为 17.53km/h。从图 10 可以看出,同等剩余浮力状态下,随着海拔高度的增大,飞艇的最小速度均呈现增大趋势。在 40kg 剩余浮力状态下,0km 高度的最小速度为

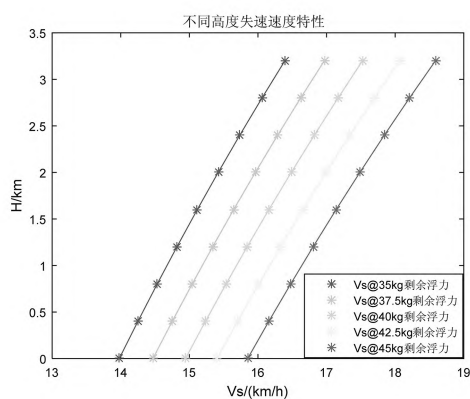


图9 不同高度下的失速速度特性

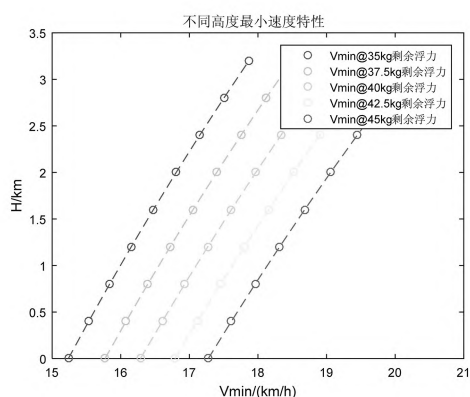


图10 不同高度下的最小速度特性

16.29km/h,3.2km 高度时的最小速度为 19.10km/h。

5 耗油特性分析

根据飞行任务阶段不同、发动机不同阶段耗油特性进行续航时间的计算分析。飞艇飞行任务剖面包括起飞、爬升、巡航、下降、降落等过程,在起飞、爬升、下降、降落等过程中,任务载荷基本不工作。因此,对飞艇飞行续航时间和油量影响较大的是巡航阶段,巡航阶段需要考虑不同的任务功耗、飞行高度等对耗油量的影响。因此,通过分析巡航阶段不同任务功耗、飞行高度特性可为续航时间设计提供参考。

图 11 给出了不同高度、不同用电功耗下的巡航耗油量,可以看出,同等用电功耗下,随着海拔高度的增大,巡航耗油量也增大;同等海拔高度下,随着用电功耗的增大,巡航耗油量也增大,2kW 用电负载 0km 高度时耗油量为 17.66kg/h。

图 12 给出了不同高度、不同剩余浮力下的巡航耗油量,可以看出,同等剩余浮力下,随着海拔高度的增大,巡航耗油量增大;同等高度下,随着剩余浮力的增大,巡航耗油量也增大。在 35kg 剩余浮力、0km 高度时,耗油量为 17.66kg/h。

6 上升/下降特性分析

飞艇在上升、下降过程中,囊体内的压力会发生变化。为了保证飞艇囊体结构的完整性,需要对飞艇上升、下降过程中不同气囊间的压力进行调节。分析不同的参数对压力特性的影响,对飞艇设计和试验至关重要。

基于文献[14,15]中相关飞艇排气流量和阀门特性计算方法,计算不同上升/下降速度时进排气流量。进排气流量随上升/下降速度的变化如图 13 所示,可以看出,同等高度下,随着上升/下降速度的增大,进排气流量也增大。地面 0

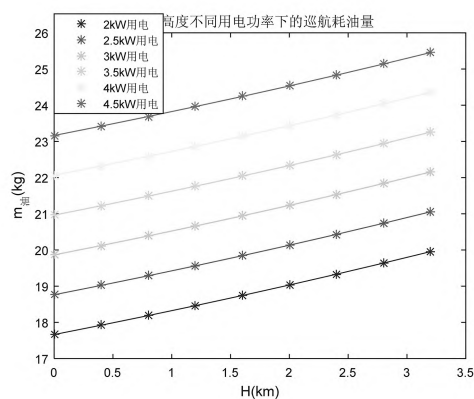


图 11 不同高度、不同用电功耗下每小时巡航耗油量

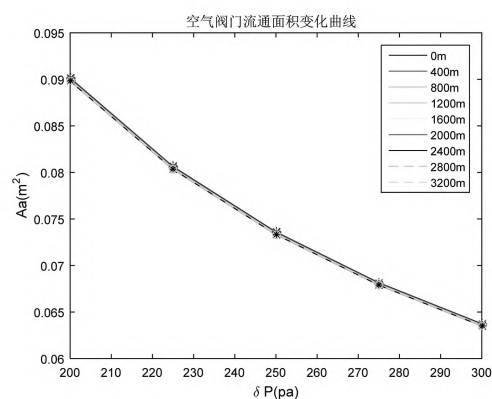


图 14 空气阀门流通面积随囊体差压的变化

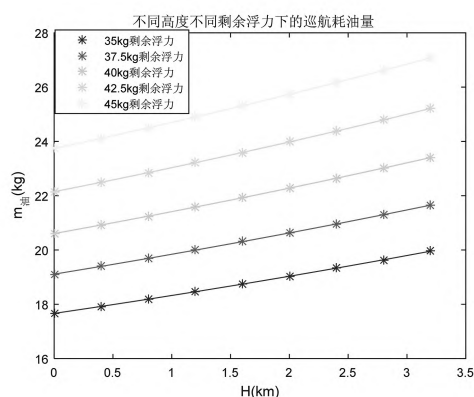


图 12 不同高度、不同剩余浮力下每小时巡航耗油量

不同囊体差压下氢气阀门的流通面积如图 15 所示,可以看出,同等高度下,随着囊体差压的增大,氢气阀门的流通面积也增大。0 海拔、囊体差压为 300Pa 时,氢气阀门的流通面积最大为 1.523m^2 。在同等囊体差压下,随着海拔高度的增大,氢气阀门的流通面积也增大。300Pa 差压、海拔高度 3200m 时,氢气阀门流通面积最大为 1.786m^2 。

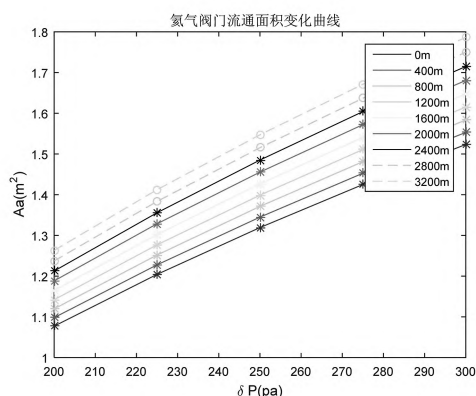


图 15 氢气阀门流通面积随囊体差压的变化

海拔、3m/s 的上升/下降速度时,进排气流量为 $0.576\text{m}^3/\text{s}$ 。同等上升/下降速度下,随着高度的增大,进排气流量增大。在 3m/s 的上升/下降速度、高度 3200m 时进排气流量为 $0.673\text{m}^3/\text{s}$ 。

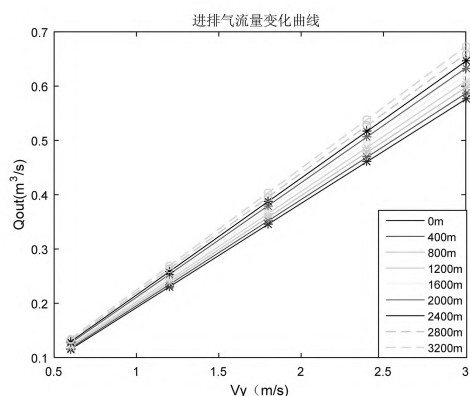


图 13 进排气流量随上升/下降速度的变化

根据相关文献[14,15]资料中的计算方法,计算出不同囊体差压下的空气阀门流通面积,如图 14 所示。可以看出,同等高度下,随着囊体差压的增大,空气阀门的流通面积减小。0 海拔、囊体差压为 300Pa 时,空气阀门的流通面积最大为 0.064m^2 。同等囊体差压下,随着海拔高度的增大,空气阀门的流通面积变化不大。在 300Pa 差压、海拔高度 3200m 时,空气阀门流通面积最大为 0.066m^2 。

通过氢气阀门流通面积的计算,可进一步分析飞艇的最大下降能力,即当氢气阀门开启时,可通过飞艇的下降速度来判断其最大下降能力。飞艇最大下降速度示意图见图 16,可以看出,同等高度下,随着囊体差压增大,飞艇最大下降速度也增大。0 海拔、囊体差压为 300Pa 时,最大下降速度为 7.935m/s 。同等囊体差压下,随着海拔高度的增大,飞艇最大下降速度变化不大。300Pa 差压、海拔高度 3200m 时,最大下降速度为 7.962m/s 。

7 结 论

通过本文的研究,得出的主要结论如下:

- (1) 氢气纯度和囊体差压对总浮力、剩余浮力的影响不同。
- (2) 阻力系数和飞行高度对推进功率均有影响。同等高度下,随着阻力系数的增大,推进功率增大;同等阻力系数时,随着高度的增大,推进功率下降。
- (3) 用电功耗与阻力系数对发动机功率需求有影响,且呈正相关趋势。
- (4) 剩余浮力对最小速度、失速速度有影响,且呈正相关趋势。

(下转第 37 页)

通过典型载荷工况下关键连接接头载荷、滚轮载荷、加强肋和滑轨应力云图对比分析结果可知,缝翼试验实施状态关键考核部位的内力云图和应力云图分布规律与试验设计状态基本一致,证明前缘缝翼疲劳试验载荷处理方法及结果满足试验要求,可作为后续类似型号试验载荷处理参考。

5 总结

通过对某工程缝翼耐久性试验设计载荷工况进行差异分类,经过复杂的载荷优化处理,实现了设计载荷到试验实施载荷的转化,得到以下结论:

(1)基于缝翼设计载荷工况压心的分散性特征,将载荷工况进行了多个分类,并设计了针对复杂受载缝翼结构疲劳试验载荷处理的方案;

(2)提出了一种考虑扭矩及工况加载频次权重的等损伤加载点计算方法,相较于以往加载点确定的方法,该方法更适合传力由扭矩主导、考虑损伤权重的狭长翼面结构;

(3)有效简化了分区平衡优化问题,保证了扭矩的优先考核,处理后载荷误差均满足要求;

(4)引入静强度试验分载方法,使得疲劳载荷处理每个步骤更加独立;

(5)提取主要工况对比重点考核部位的设计应力及试验实施时应变片采集到的应力数据,对比结果显示载荷处理满足要求,试验实施状态与设计状态一致性较好。

参考文献

- [1]孙侠生,苏少普,孙汉斌,等.国外航空疲劳研究现状及展望[J].航空学报,2021,42(05):45-70.
- [2]王彬文,陈先民,苏运来,等.中国航空工业疲劳与结构完整性研究进展与展望[J].航空学报,2021,42(05):6-44.
- [3]邵骞,董登科,张慧峰.飞机结构强度疲劳试验加速技术研究[J].科技创新与应用,2018(17):144-145.
- [4]范瑞娟,王新波,杨剑锋.通用飞机全尺寸疲劳验证试验技术[J].航空科学技术,2016,27(06):57-61.
- [5]杜峰.某飞机襟缝翼疲劳试验系统随动加载技术研究[J].工程与试验,2017,57(04):68-73.
- [6]任鹏,高建,王鑫涛.襟缝翼耐久性试验电液伺服协同加载技术研究[J].机床与液压,2022,50(02):82-86.
- [7]谭申刚.大型飞机结构疲劳试验设计技术[M].航空工业出版社,2016.
- [8]刘春艳,唐吉运,强宝平,等.全机结构疲劳试验载荷优化技术模拟研究[J].科学技术与工程,2019,19(7):284-288.
- [9]孟繁沛,王建邦,李令芳,等.飞机结构疲劳试验载荷的优化设计[J].航空学报,2001,22(6):553-555.
- [10]葛显龙,王伟鑫,李顺勇.智能算法及应用[M].西南交通大学出版社,2017.

(上接第31页)

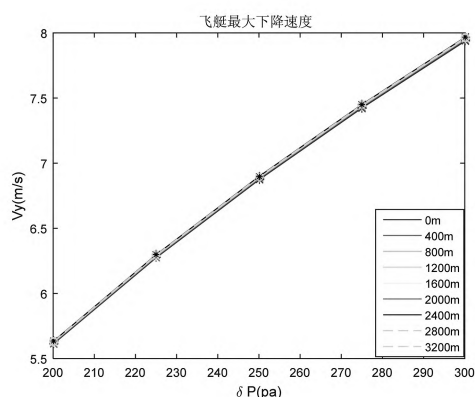


图16 飞艇最大下降速度示意图

(5)用电功耗、剩余浮力对巡航高度下的耗油量有影响,且呈正相关趋势。

(6)氦气阀门、空气阀门流量与囊体差压有关,氦气阀门流量与囊体差压呈正相关趋势。

(7)最大下降速度与氦气阀门流量有关,且呈正相关趋势。

参考文献

- [1]甘晓华,郭颖.飞艇技术概论[M].北京:国防工业出版社,2005.
- [2]龙飞,罗臣.国外飞艇最新发展概述[J].国际航空,2011(6):57-59.

- [3]张科施,宋笔锋,安伟刚.大载重浮升式运输飞机研究进展[C].//2007年中国浮空器大会论文集.北京:航空工业出版社,2007:22-27.
- [4]任一鹏,田中伟,吴子牛.飞艇空气动力学及其相关问题[J].航空学报,2010,31(3):431-443.
- [5]郭宗易,郭建国,周军.多气囊平流层浮空器动力学建模及控制[J].飞行力学,2013,31(3):230-233.
- [6]龙飞,黄龙太,姜琬.某常规飞艇与混合式飞艇总体设计和性能分析[J].航空工程进展,2012,3(2):150-155.
- [7]张冬辉,张泰华,崔燕香,等.平流层系留气球气动参数敏感性分析[J].航空学报,2022,43(5):168-177.
- [8]孟军辉,李沫宁,张澜川,等.低速大雷诺数混合飞艇气动性能分析[J].无人系统技术,2020,3(1):38-47.
- [9]Dr Brandon, T Buerge. The suitability of hybrid vs. conventional airships for persistent surveillance missions [C].//48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition,2010.
- [10]李天娥,孙晓颖,武岳,等.平流层飞艇气动阻力的参数分析[J].工程力学,2019,36(1):248-253.
- [11]刘新强,贺卫亮.平流层飞艇动力推进系统的分析与设计[J].航空动力学报,2015,30(6):1407-1413.
- [12]张宇,王晓亮,马影,等.平流层飞艇对转螺旋桨推进性能研究[J].大连理工大学学报,2020,60(3):221-227.
- [13]姜琬.飞艇续航时间论证方法研究[J].航空计算技术,2013,43(6):22-25.
- [14]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):153-156.
- [15]方存光,王伟.自主飞艇浮力调节系统的建模及控制[J].控制与决策,2004,19(6):631-636.

欢迎订阅 欢迎刊登广告

联系人:孙松野
联系电话:0431-87963568