

doi: 10.7690/bgzdh.2014.11.026

飞艇载荷能力影响因素分析

任伯峰, 李德顺, 何健, 何文昌

(中国洛阳电子装备试验中心, 河南 洛阳 471003)

摘要: 飞艇载荷能力会随着大气环境因素和飞艇自身飞行状况的变化而变化, 为了找出这种变化规律, 对飞艇载荷能力的影响因素进行研究。首先分析飞艇在飞行过程中处于平衡状态下的受力情况, 得出对飞艇载荷能力的各种影响因素, 而后通过进一步的理论分析, 在一定的假设前提下, 建立飞艇受力的数学模型, 并利用 Matlab 软件进行仿真分析, 给出飞艇载荷能力与大气环境、飞行情况、初始充入氦气情况、起飞高度之间的数值变化关系。该研究可为飞艇的使用提供借鉴和理论依据。

关键词: 飞艇; 载荷能力; 仿真分析; 平衡状态

中图分类号: TJ83 **文献标志码:** A

Analysis on Affecting Factors for Load Capacity of Airship

Ren Bofeng, Li Deshun, He Jian, He Wenchang

(Luoyang Electronic Equipment Test Center of China, Luoyang 471003, China)

Abstract: In order to find rules that load capacity of airship varies with atmosphere environment and flight status of airship, research affecting factors for load capacity of airship. First the endured forces of conventional airship under equilibrium condition were analyzed. And affecting factors for load capacity of airship were gained. Through further theoretical analysis, force mathematical model of airship was established basing on certain assumptions and simulations were carried out with Matlab software platform. Relationship of value changes between load capacity of airship and atmosphere environment, flight conditions, the initial conditions of charging into helium, taking off height were given, which making itself a theoretical basis for the use of airship.

Keywords: airship; load capacity; simulation analysis; equilibrium situation

0 引言

飞艇是一种主要靠空气浮力产生的静升力来克服重力的飞行器, 通过加装不同的载荷, 飞艇可应用在侦查监视、预警、抗灾救险、通信和航拍等军民领域^[1-2]。飞艇的载荷能力是指飞艇克服载荷重力和飞行过程中产生阻力的能力。随着飞行高度和速度的变化, 大气环境、飞艇受力将发生改变, 使得气囊内气体比例发生变化, 进而影响到飞艇浮力、载荷阻力。文献[3]与文献[4]仅考虑了浮力随飞艇飞行高度、体积的变化, 并未涉及到载荷能力随着大气环境因素和飞艇自身飞行状况的影响, 笔者将针对这些影响因素进行研究。

1 受力分析与计算方法

1.1 飞艇受力分析

飞艇在空中飞行时会受到自身重力、载荷重力、气囊中的气体重力、浮升气体(文中以氦气来进行说明)重力、浮力、发动机拉力、飞行中产生的阻力、动升力等。当飞艇在一定海拔高度匀速飞行时, 此时飞艇处于平衡状态, 假设飞艇浮心与重心重合,

飞艇受力图如图 1 所示。

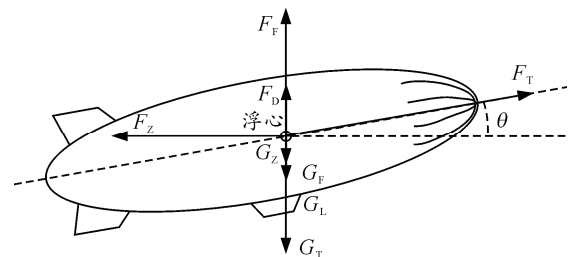


图 1 飞艇受力

飞艇飞行过程中在水平、垂直方向的受力平衡, 其载荷能力即为克服飞艇自身与载荷阻力、载荷重力的能力, 可表示为

$$F_Z = F_{TZ} + F_{LZ} = F_T \cos \theta \quad (1)$$

$$G_L = F_F + F_D + F_T \sin \theta - G_T - G_Z - G_F \quad (2)$$

式中: F_Z 表示飞艇飞行过程中受到的总阻力(为飞艇自身阻力 F_{TZ} 与载荷阻力 F_{LZ} 之和); F_T 表示发动机推力; θ 表示飞艇飞行仰角; F_F 表示飞艇浮力; F_D 表示飞艇动升力; G_T 表示自重; G_Z 表示飞艇主气囊气体重量; G_F 表示副气囊气体重量; G_L 表示载荷重量。

收稿日期: 2014-06-24; 修回日期: 2014-07-27

作者简介: 任伯峰(1984—), 男, 河北人, 硕士, 助理工程师, 从事电子对抗研究。

1.2 飞艇受力计算方法

1.2.1 阻力计算及动升力计算

飞艇自身和载荷的阻力计算如下：

$$F_{TZ} = 0.5\rho_h v^2 C_D V_T^{2/3} \quad (3)$$

$$F_{LZ} = 0.5\rho_h v^2 C_X S \quad (4)$$

$$F_D = 0.5\rho_h v^2 C_L V_T^{2/3} \quad (5)$$

式中： ρ_h 为海拔高度 h 处大气密度； v 为飞艇飞行速度； V_T 为飞艇体积； C_D 为飞艇阻力系数； C_L 为飞艇升力系数； C_X 为载荷阻力系数； S 为载荷迎风面积。

1.2.2 浮力及气囊气体重量计算

根据浮力原理，飞艇的浮力 F_F 可表示为：

$$F_F = \rho_h V_T g \quad (6)$$

式中 g 为重力加速度。

为了对浮力及气囊气体重量进行计算，需要分析出气体密度随温度、高度和压强的变化规律。海平面至 11 km 之间的对流层大气是多元大气，大气温度随高度呈线性变化^[4-5]，在一定的空间区域内，不考虑重力加速度随高度和纬度变化，假设大气是静止(无风)的，并且是理想气体，在空气潮湿的情况下，海平面温度与虚温关系如下：

$$T_{v0} = T_0(1 + 0.378e/p) \quad (7)$$

式中： e 表示水汽压； p 表示大气压强； T_0 表示海平面热力学温度； T_{v0} 为海平面虚温。

海拔高度 h 处的虚温 T_{vh} 可表示为：

$$T_{vh} = T_{v0} - r \cdot h \quad (8)$$

式中 r 为对流层气温垂直递减率 0.006 5 K/m。

在海拔高度 h 处的大气压强 p_h 可表示为：

$$p_h = p_0 \left(1 - \frac{r \cdot h}{T_{v0}} \right)^{\frac{g}{R_d \cdot r}} \quad (9)$$

式中： p_0 为标准大气压强 101 325 Pa(海平面大气压强)； R_d 为干空气的气体常数 287.052 9 (J/kg)/K。

海拔高度 h 处的大气密度 ρ_h 可表示为：

$$\rho_h = \frac{p_h}{R_d T_{vh}} \quad (10)$$

由大气温度、压强、密度定义易知，式 (7)~式 (10) 也适用于非标准大气条件下的情况。

将式 (7)~式 (10) 代入式 (6) 得到飞艇在大气中的浮力：

$$F_F = \rho_h V_T g = \frac{P_0 V_T g}{R_d (T_{v0} - r \cdot h)} \left(\frac{T_{v0} - r \cdot h}{T_{v0}} \right)^{\frac{g}{R_d \cdot r}} \quad (11)$$

充入主气囊内的氦气纯度为 x ，其总重量为：

$$G_Z = \rho_{He} V_T a g x + \rho_g V_T a g (1 - x) \quad (12)$$

式中： ρ_{He} 为地面充入飞艇主气囊氦气密度； ρ_g 为地面充入飞艇主气囊空气密度； a 为地面充入氦气占气囊总体积的比例。

$$G_F = \rho_{Fh} V_T (1 - a) g \quad (13)$$

式中 ρ_{Fh} 为海拔高度 h 处副气囊空气密度。

飞艇的净浮力可表示为

$$F_{JF} = F_F - G_Z - G_F = P_0 V_T g \left(\frac{1}{T_{v0}} \right)^{\frac{g}{R_d r}} \cdot \left[ax(1+b)(T_{v0} - rh)^{\frac{g-R_d r}{R_d r}} \frac{R_{He d} - R_d}{R_d R_{He d}} - (T_{v0} - rh)^{\frac{g-R_d r}{R_d r}} \frac{b}{R_d} \right] \quad (14)$$

式中： F_{JF} 为飞艇的净浮力； b 为飞艇内外的压差比。

2 仿真与分析

假设某一飞艇体积为 1 000 m³，在飞行过程中保持不变，升力系数为 0.2，阻力系数为 0.02，自重 6 000 N，飞艇飞行过程中内外压差比保持不变，主气囊不发生泄露，气囊内外温度一致，发动机推力为 1 000 N，水汽压与大气压强比 $e/p=0$ 。

2.1 浮力与高度、初始温度和压强的关系

由式 (13) 可看出浮力只与飞行海拔高度 h 、初始的大气压强、初始温度有关，由图 2 可看出浮力随着飞行高度的增加而减小，随着起飞时地面温度的升高而降低。由式 (7) 可知：湿度与温度成正比关系，进而得出，浮力随着湿度的增加而降低。

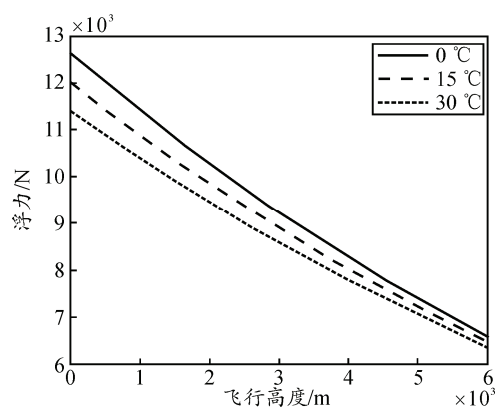


图 2 浮力与飞行高度的变化关系

2.2 载荷能力与高度关系

2.2.1 垂直方向

在飞艇起飞高度为 200 m、初始充入氦气的体积比例 $a=0.8$ 、氦气纯度 $x=0.9$ 、内外压差 $b=0.005$ 、初始大气压强为 101 325 Pa、初始温度为 15 °C、发

动机不提供提升力时,根据式 (2)、式 (5)、式 (14),由图 3 可知:当考虑动升力时(即图 3 中速度不为零时),载荷能力随着飞行速度的增加而增强,随飞行高度增加而下降;当不考虑动升力时(即图 3 中速度为零时),载荷能力基本不随飞行高度变化。

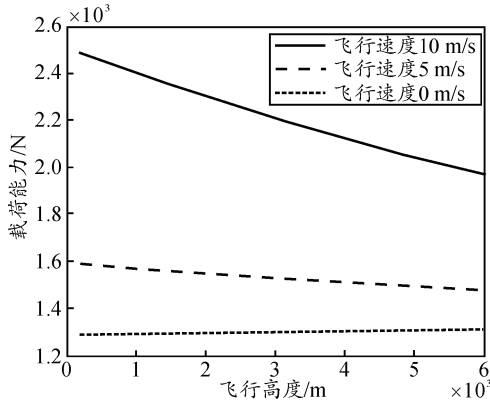


图 3 垂直方向载荷能力与飞行高度的变化关系

在飞艇初始充入氦气的体积比例 $a=0.8$ 、氦气纯度 $x=0.9$ 、内外压差 $b=0.005$ 、初始大气压强为 101 325 Pa、初始温度为 15 °C、飞行速度 10 m/s、发动机不提供提升力时,根据式 (2)、式 (5)、式 (14),由图 4 可知,载荷能力随着起飞高度的升高而降低。

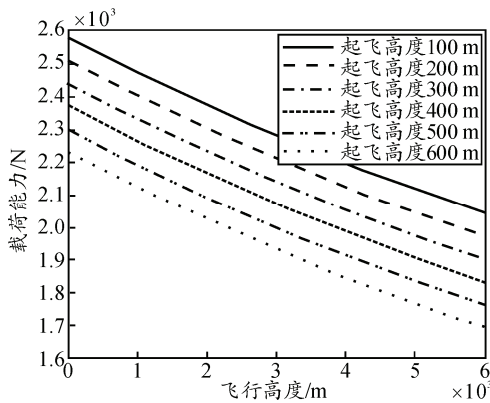


图 4 不同起飞高度下载荷能力与飞行高度变化关系

在飞艇起飞高度为 200 m、初始充入氦气的体积比例 $a=0.8$ 、内外压差 $b=0.005$ 、初始大气压强为 101 325 Pa、初始温度为 15 °C、飞行速度 10 m/s、发动机不提供提升力时,根据式 (2)、式 (5)、式 (14),由图 5 可知,载荷能力随着充入氦气纯度提高近似成线性增加关系。

在飞艇起飞高度为 200 m、初始充入氦气的体积比例 $a=0.8$ 、氦气纯度 $x=0.9$ 、初始大气压强为 101 325 Pa、初始温度为 15 °C、飞行速度 10 m/s、发动机不提供提升力时,根据式 (2)、式 (5)、式 (14),由图 6 可知,载荷能力随着飞艇内外压差的

增加成近似线性递减关系。

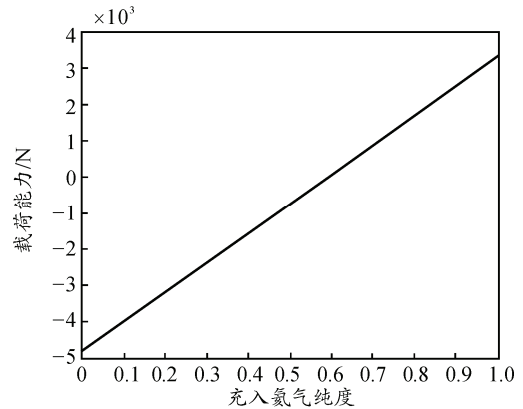


图 5 载荷能力与充入氦气纯度的变化关系

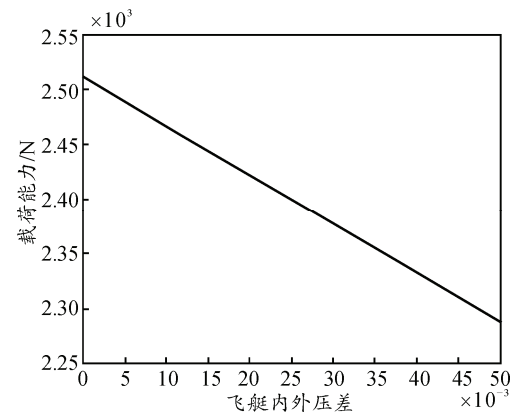


图 6 载荷能力与内外压差的变化关系

在飞艇体积起飞高度为 200 m、氦气纯度 $x=0.9$ 、内外压差 $b=0.005$ 、初始大气压强为 101 325 Pa、初始温度为 15 °C、飞行速度 10 m/s、发动机不提供提升力时,根据式 (2)、式 (5)、式 (14),由图 7 可知,载荷能力与充入氦气占飞艇总体积比例近似成线性递增关系。

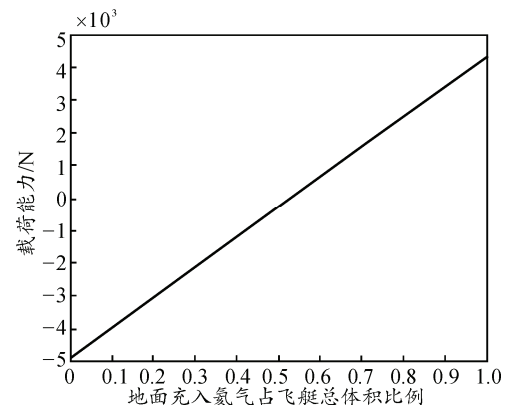


图 7 载荷能力与地面充入氦气占总体积比例变化

2.2.2 水平方向

在飞艇起飞高度为 100 m、初始充入氦气的体积比例 $a=0.8$ 、氦气纯度 $x=0.9$ 、内外压差 $b=0.005$ 、

初始大气压强为 101 325 Pa、初始温度为 15 °C、飞行速度为 10 m/s 时，根据式 (1)、式 (3)、式 (4)，由图 8 可知：载荷与飞艇阻力随着飞行速度的增加而增加，随着飞行高度的升高而降低。

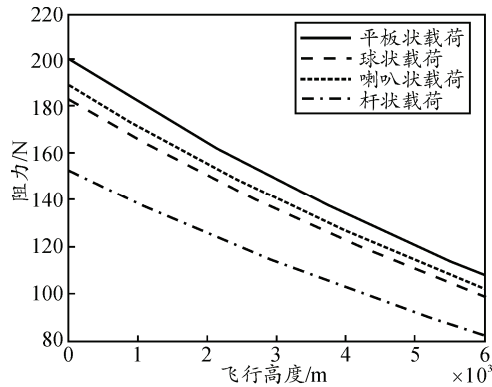


图 8 不同形状载荷的阻力与飞行高度的变化关系

3 结束语

通过对飞艇受力计算和仿真分析可得出：1) 当

(上转第 82 页)

3.3 优化结果

对满足试验要求的多个管道设计方案，采用功效系数法计算得到各个方案的总功效系数 D 并进行排序，从而确定各方案的优劣，功效系数最大的方案即为最优方案。

4 仿真算例

利用笔者介绍的思路方法，基于不同时延、误差设计出不同的安全管道，其指标评估结果如表 1 所示。其中测量成功率和安控可靠性采用 I 型功效函数，试验消耗采用 II 型功效函数。

表 1 安全管道方案评估结果

方案	测量成功率 / 功效系数	安控可靠性 / 功效系数	试验消耗(万元) / 功效系数	总功效系数
1	99.56% / 0.669 2	99.64% / 0.469 6	59/0.963 8	0.671 6
2	98.67% / 0.618 8	99.91% / 0.643 7	63/0.775 0	0.675 8
3	99.24% / 0.651 6	99.84% / 0.602 5	61/0.892 0	0.704 9

根据总功效系数值，判定方案 3 为最优方案。

5 结论

安全管道设计是靶场试验的一个关键环节。安全管道区域太大，直接导致试验难度大，试验成本高；安全管道区域若偏小，不能充分考核被试产品性能，无法对被试装备进行正确评价。笔者根据管道设计特点和测控系统实际状况，从与安全管道设

考虑动升力时，载荷能力随着飞行速度的增加而增强，随飞行高度增加而下降；当不考虑动升力时，载荷能力基本不随飞行高度变化；2) 载荷能力随着起飞高度的升高而降低，与充入氦气纯度、地面充入氦气占飞艇总体积比例近似成线性增加关系，与飞艇内外压差近似成线性递减关系。这些研究结果将为飞艇的使用提供借鉴和理论依据。

参考文献：

[1] 李利良, 郭伟民, 何家芳. 国外近空间飞艇的现状和发展[J]. 兵工自动化, 2008, 27(2): 32-34.
 [2] 甘晓华, 郭颖. 飞艇技术概论[M]. 北京: 国防工业出版社, 2005: 1-159.
 [3] 胡国昌, 夏辉, 吴美平. 平流层飞艇净升力分析[J]. 计算机仿真, 2010, 27(12): 61-64.
 [4] 张博, 王大华. 对流层飞艇净浮力变化规律的仿真研究[J]. 海军工程大学学报, 2009, 21(1): 107-112.
 [5] 盛裴轩, 毛节泰, 李建国, 等. 大气物理学 [M]. 北京: 北京大学出版社, 2003: 1-522.

计密切相关的重要因素出发，提出了安全管道设计与分析方法，实现了对设计方案的量化分析、评估和优化，可为靶场试验安全管道的设计提供参考。

参考文献：

[1] 张广兴, 赵圣占, 马海潮. 靶场安控系统时延分析与估算方法[J]. 飞行器测控学报, 2008, 27(1): 45-48.
 [2] 杨荣芳, 张广兴, 胥春. 靶场 GPS 数据实时传输对安控时延的影响及修正[J]. 指挥控制与仿真, 2007, 29(4): 104-107.
 [3] 周立锋, 曹淑艳, 姜大治. 靶场雷达测量数据误差分析方法研究[J]. 雷达与对抗, 2008(2): 4-7.
 [4] 刘敏, 雷斌. 靶场光电经纬仪测量数据的误差分析及数据处理[J]. 理论与方法, 2007, 26(11): 12-14.
 [5] 宋强, 何友, 熊伟. 基于极大似然的单传感器误差配准算法[J]. 宇航学报, 2011, 32(8): 1826-1832.
 [6] 贺明科, 朱炬波, 周海银, 等. 弹道导弹落点的外推方法[J]. 战术导弹技术, 2002(5): 1-5.
 [7] 陈映, 文树梁, 程臻. 一种基于多模型算法的纯弹道式弹道落点预报方法[J]. 宇航学报, 2010, 31(7): 1825-1831.
 [8] 张荣涛, 薛金芳, 徐振来. 一种提高导弹落点预报精度方法的研究[J]. 现代雷达, 2008, 30(8): 37-39.
 [9] 孙艳英, 杨荣芳, 吴继娟. 非充分测量条件下实时定位方法探讨[J]. 战术导弹技术, 2007(4): 60-62.
 [10] 梁晓辉, 赵沁平. 改进的通视性检查算法[J]. 软件学报, 2002, 13(9): 1840-1845.
 [11] 谭跃进, 陈英武, 易进先. 系统工程原理[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1999: 185-230.