

文章编号:1674-8190(2013)02-237-04

基于高度控制的航空拖靶定高飞行分析

张元明, 谢辉, 张剑锋, 汪强

(西北工业大学 第365研究所, 西安 710065)

摘要: 超低空飞行的航空拖靶需要高精度的高度控制, 而作为试验和训练的消耗性装备, 其低成本设计要求使得航空拖靶不能采用常规飞行器的高度控制方法。针对以拖曳力为飞行动力的航空拖靶, 研究其基于非姿态控制的定高飞行的运动特性。定高飞行航空拖靶采用高稳定性的气动布局, 并基于准直接力控制的升降舵面进行高度调整操纵。通过建立拖靶的纵向运动数学模型, 设计非姿态控制定高飞行控制方法, 详细分析拖靶气动特性, 并进行定高飞行控制的仿真计算。计算结果给出拖靶的高度控制能力及飞行状态, 结果表明拖靶具有一定的高度调整能力, 可以实现定高飞行。

关键词: 航空拖靶; 定高; 高稳定性; 高度控制

中图分类号: V212.1

文献标识码: A

Analysis of Invariableness Altitude Flight of Aerial Tow Target

Zhang Yuanming, Xie Hui, Zhang Jianfeng, Wang Qiang

(The 365 Institute, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710065, China)

Abstract: The orientation-control method cannot be adopted for the altitude control of aerial tow target of flight at lower-altitude because of the moderate cost. The problem of invariableness altitude flight for aerial tow target by one dimensional altitude control(non-orientation-control) is considered. The aerial tow target for invariableness altitude flight is provided with higher-stability, and it has elevators that are used to produce motion up or down by approximately direct lift. The dynamically modeling and automatically controlling the motion of invariableness altitude flight are described. The aerodynamics characteristic of aerial tow target is analyzed, and some typical results in a digital computer simulation are provided. The results show that the aerial tow target system can control flight altitude and achieve invariableness altitude flight.

Key words: aerial tow target; invariableness altitude; higher-stability; altitude automatically controlling

0 引言

航空拖靶系统是一种提供空中靶标的拖曳系统, 是空靶体系中不可或缺的组成部分, 主要用于武器系统试验鉴定与使用训练的威胁目标模拟系统。随着诸多新技术的应用, 航空拖靶系统对空中靶标特性和运动状态模拟的逼真程度不断提高, 发展为可以模拟先进武器装备(如战斗机、空空导弹、

反舰导弹等)目标特性的多用途高性能拖靶系统, 具备了更为全面的威胁模拟功能和更为精确的脱靶量测量手段^[1]。

随着武器装备的发展, 对威胁目标模拟系统性能的要求越来越高。如航空拖靶系统需要模拟先进武器装备的运动特性, 包括飞行速度、机动能力、飞行高度等。具有高亚音速飞行能力, 模拟超低空定高飞行状态, 可回收并多次重复使用的空中靶标, 也是航空拖靶系统较为迫切的需求。主要用于模拟超低空掠海飞行的反舰导弹类目标, 为航空反导武器系统试验、部队训练和演练提供所需的模拟目标。

收稿日期: 2012-08-31; 修回日期: 2012-11-07

通信作者: 张元明, zhang_ym@nwpu.edu.cn

20世纪80年代,国外已成功研制了具有高度控制能力的超低空掠海飞行拖靶^[1],代表产品是英国的 MRTT。国内在拖靶方面的研制始于20世纪90年代,主要研究对象为高空使用的拖靶^[2-3],不实施高度控制,而可实施高度控制的定高飞行拖靶目前仍处于研究阶段。

拖靶是一种消耗性的试验和训练装备,因此既要具备低成本又要具有高精度高度控制是超低空定高飞行拖靶设计与研制要解决的关键问题。基于定高飞行拖靶典型的布局形式,本文从高度控制、运动特性和气动特性等方面对拖靶定高飞行过程进行分析研究。

1 拖靶系统构成

航空拖靶系统由拖带母机、拖缆系统和拖靶系统组成。拖带母机可以是有人机,也可以是无人机。拖缆系统包括收放缆装置和航空拖缆,通常收放缆装置采用航空绞车系统。拖靶系统由靶体、靶载设备和拖曳机构组成。

航空拖靶系统由母机拖带,通过拖曳缆绳与拖靶连接,并给拖靶提供前进的动力。拖带母机与拖靶组成的系统共同在空中飞行并执行任务,系统运动如图1所示。

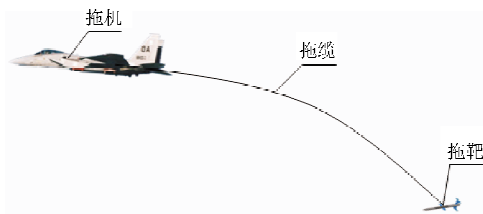


图1 航空拖靶系统运动示意
Fig.1 Movement of aerial tow target system

拖靶系统的工作流程为:拖靶安装于拖机的翼下,由拖机携带升空,到达放靶高度后,由拖机中的操靶员发出放靶指令,航空绞车按照预先设定的程序实施放靶,之后拖机拖带拖靶进行任务飞行,在飞行过程中,操靶员可根据任务需求向拖靶发送姿态指令。

2 定高飞行拖靶的布局特点

定高飞行的拖靶是一种可以实施飞行高度控

制的拖靶,主要用于模拟超低空定高飞行,具有一定的高度控制飞行精度。

基于低成本的设计要求,航空拖靶的定高飞行控制将不同于常规飞行器(如飞机)的控制方法,即基于姿态的控制方法。而是采用低成本的设计思路,利用准直接升力来调整高度,基于高稳定性靶体布局来实现靶体自稳定。

定高飞行拖靶通常采用锥头旋成体靶身、尾部稳定翼面、重心处操纵翼面布局^[4-5],如图2所示。拖靶的稳定性主要通过稳定翼面来提供,包括纵向稳定翼面和侧向稳定翼面。稳定翼面布置在拖靶尾部,为高稳定性布局,尾容量较大,通常纵向稳定性裕度不小于15%,侧向稳定性裕度不小于20%。操纵翼面主要提供高度控制所需的气动力,布置在拖靶重心附近,以减少气动力所产生的附加力矩,使得靶体能取得自稳定平衡,操纵翼面通常采用全动翼面,效率较高。

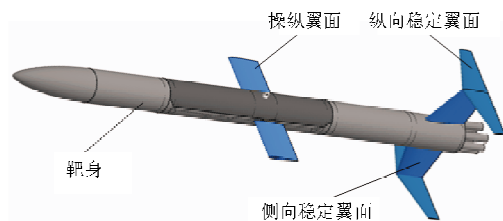


图2 航空拖靶总体布局示意
Fig.2 Overall layout of aerial tow target

3 拖靶的运动特性描述

作用在拖靶上的力有拖靶的重力 G ,拖缆的牵引力 T ,拖靶上作用的气动力即升力 L 和阻力 D ^[5],如图3所示。

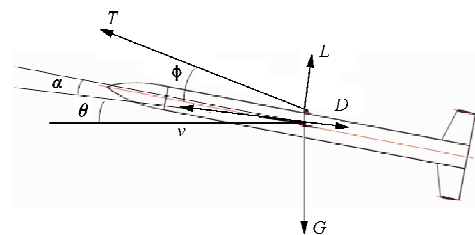


图3 航空拖靶受力示意
Fig.3 Load of aerial tow target

拖靶的纵向运动方程为

$$\left\{ \begin{aligned} m \frac{dv}{dt} &= T \cos(\varphi + \alpha) - D - mg \sin \theta \\ mv \frac{d\theta}{dt} &= T \sin(\varphi + \alpha) + L - mg \cos \theta \\ J_z \frac{d\omega_z}{dt} &= M_z \\ \frac{dx}{dt} &= v \cos \theta \\ \frac{dy}{dt} &= v \sin \theta \\ \frac{d\vartheta}{dt} &= \omega_z \\ \alpha &= \vartheta - \theta \\ \epsilon_1 &= 0 \\ \epsilon_4 &= 0 \end{aligned} \right. \quad (1)$$

式中: x 、 y 、 z 为地球坐标系, x 沿拖靶水平运动方向, y 沿拖靶垂直运动方向, z 沿拖靶侧向平移运动方向。

4 拖靶定高飞行特性分析

4.1 定高飞行控制

要实现定高控制,首先要保证拖靶的姿态稳定。一般情况下,飞机需要通过对升降舵、副翼等的操纵来建立姿态稳定状态。而作为消耗设备的高速拖靶来说,为了降低成本,减少系统的复杂度,则可以依靠其自身的布局设计来使其具有足够的姿态稳定性,而不需要专门设计姿态控制系统。此外,由于在定高控制时,拖靶飞行高度很低,稳定尾翼面积大,气动阻尼大,拖靶的转动惯量也较小,因此其动态震荡收敛过程很短,在主要工作点附近,近似认为飞行的姿态角为接近于零度的定值。

根据拖靶总体布局设计结果,拖靶具有很好的静稳定性,纵向力矩通过拖靶调整飞行迎角取得平衡,在升降的操纵过程中,拖靶的飞行迎角在小迎角范围变化。高度的稳定控制通过准直接升力来实现^[6],即通过舵面偏转产生的升力来控制拖靶以近似垂直方向平移的方式实现拖靶的升降。

拖靶的定高控制回路结构如图 4 所示。高度信号 h 和高度的给定指令 h_g 的差值通过相应的放大系数放大后作为舵面控制量驱动升降舵面偏转,从而产生升力变化,达到高度的稳定控制。在

该过程中,垂直速度的反馈用以改善高度稳定控制时的阻尼,高度差积分控制用于消除静差。所用到的高度信号 h 可由高精度测高装置(如无线电高度表^[6-7]或激光高度表)测得,垂直速度可由垂直过载传感器信号 a_z 的积分得到。

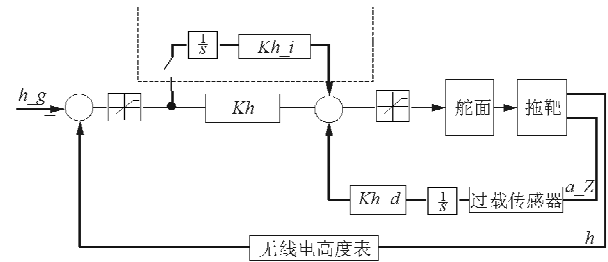


图 4 航空拖靶定高飞行控制框图

Fig. 4 Principle invariableness altitude flight control of aerial tow target

4.2 定高飞行运动特性

根据拖靶的纵向运动方程,定高飞行时拖靶的纵向姿态角 θ 近似为零,将公式(1)中的 $\theta \approx 0$,因此拖靶定高飞行纵向运动方程为

$$\left\{ \begin{aligned} m \frac{dv}{dt} &= T \cos(\varphi + \alpha) - D \\ T \sin(\varphi + \alpha) + L - mg &= 0 \\ J_z \frac{d\omega_z}{dt} &= M_z \\ \frac{dx}{dt} &= v \\ \frac{dy}{dt} &= 0 \\ \frac{d\vartheta}{dt} &= \omega_z \\ \alpha &= \vartheta - \theta \\ \epsilon_1 &= 0 \\ \epsilon_4 &= 0 \end{aligned} \right. \quad (2)$$

4.3 定高飞行气动特性

利用三维数模虚拟网格技术和全机 CFD 计算仿真技术对拖靶进行气动特性分析。拖靶纵向升力特性、阻力特性和力矩特性如图 5~图 7 所示。图中: δ_e 为操纵升降翼面的舵偏角;重心指拖靶重心点,其对应的曲线为相对于重心的力矩曲线;吊点指拖靶的拖曳吊点,即拖缆与拖靶的铰接点,其

对应的曲线为相对于拖曳吊点的力矩曲线。

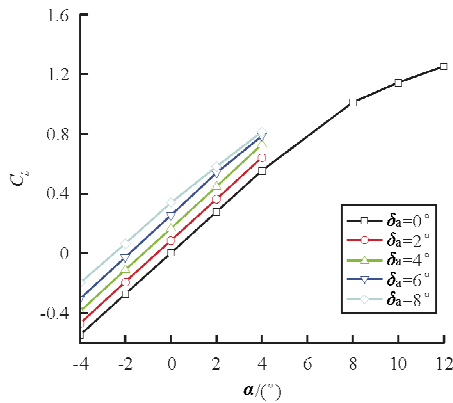


图 5 航空拖靶升力特性曲线
Fig. 5 Lift curve of aerial tow target

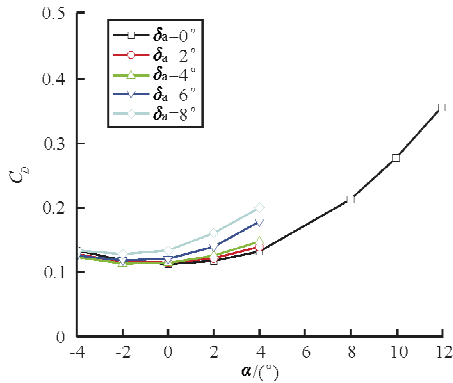


图 6 航空拖靶阻力特性曲线
Fig. 6 Drag curve of aerial tow target

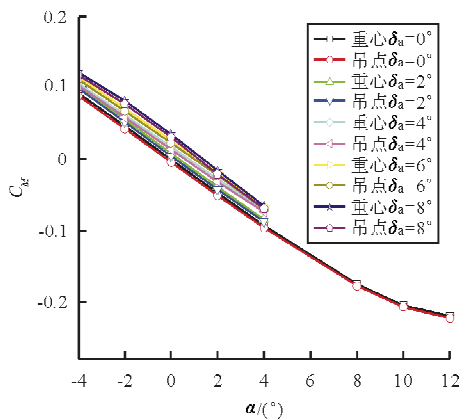


图 7 航空拖靶力矩特性曲线
Fig. 7 Pitching moment curve of aerial tow target

4.4 定高飞行结果分析

基于拖靶的气动特性,结合拖靶定高控制及运动特性进行分析。拖靶自身没有动力,拖靶飞行的

速度和高度的动力来源于拖曳母机,因此拖靶定高飞行的基本高度是由拖机提供。在拖曳母机提供基本的飞行高度的基础上,拖靶自身可以提供在一定范围内的高度调节能力,从而可以使拖靶具有较高精度的定高飞行能力。高度调节能力通过拖靶偏转升降舵面来实现。拖靶偏转升降舵面从而产生准直接升力,准直接升力使拖靶产生上下运动,并依赖拖靶自身的高稳态性能维持拖靶的姿态平衡,在上下运动过程中,姿态平衡的迎角会在小范围内变化。某拖靶定高拖飞时的偏舵状态和迎角状态的计算结果如表 1 所示。

表 1 定高拖飞时的偏舵状态和迎角状态
Table 1 Angle of elevator and angle of attack at invariableness altitude flight

定高能力/m	舵升力/N	舵偏角/(°)	平衡迎角/(°)
上调-20	+470	+2	+0.251 8
下调+40	-890	-4	-0.802 7

对拖靶的定高飞行进行了数学仿真。拖靶的初始飞行高度为 20 m,在 10 s 时输入 25 m 飞行高度的要求,在 30 s 时输入 20 m 飞行高度的要求。定高飞行仿真结果如图 8 所示。

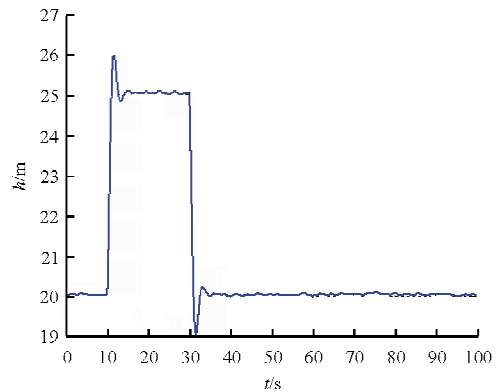


图 8 定高飞行仿真结果曲线
Fig. 8 Emulation result for invariableness altitude flight

5 结 论

(1) 基于低成本设计思路,定高飞行拖靶采用非姿态控制的高度控制方式,通过偏转升降舵面产生的准直接升力使拖靶产生上下平移运动,从而达到高度调整的目的。

(2) 拖靶飞行的基本高度由拖机提供,偏转升降舵可以使拖靶在一定范围内进行高度调节,从而
(下转第 246 页)

- Zhang Hui. Development strategy research on big aircraft in civil aviation industry of China[D]. Shanghai: Antai College of Economics & Management, Shanghai Jiao Tong University, 2008. (in Chinese)
- [2] 张彦仲. 大飞机气动总体技术的发展[J]. 中国工程科学, 2009, 11(5): 4-17.
Zhang Yanzhong. The development of aerodynamics & configuration technology for large aircraft[J]. Engineering Science, 2009, 11(5): 4-17. (in Chinese)
- [3] Hirokazu Miura, Mark D Moore. Analytical fuselage and wing weight estimation of transport aircraft[R]. NASA Technical Memorandum 110392, 1996.
- [4] 陈江宁, 王和平, 张毅. 客机机翼重量估算的自适应遗传算法研究[J]. 计算机仿真, 2011, 28(5): 97-102.
Chen Jiangning, Wang Heping, Zhang Yi. Studies on adaptive genetic algorithm applied to wing weight calculation for civil airplanes[J]. Computer Simulation, 2011, 28(5): 97-102. (in Chinese)
- [5] 李成功, 程静, 刘沛清. 大型民用客机起飞重量估算方法[J]. 航空学报, 2009, 30(4): 649-653.
Li Chenggong, Cheng Jing, Liu Peiqing. Take-off weight calculation method for civil airplanes[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(4): 649-653. (in Chinese)
- [6] McCormick B W. Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics[M]. USA: John Wiley & Sons, Inc., 1979.
- [7] 邓扬晨, 蔡为民, 韩冬, 等. 基于结构优化的大展弦比机翼质量估算[J]. 飞机设计, 2006(2): 1-7.
Deng Yangchen, Cai Weimin, Han Dong, et al. Structure weight evaluation of a high-aspect-ratio wing based on structure optimization[J]. Aircraft Design, 2006(2): 1-7. (in Chinese)
- [8] 吴炎焯, 范宁军, Komarov V A. 机翼载荷传递结构的质量估算[J]. 北京理工大学学报, 2008, 28(1): 19-23.
Wu Yanxuan, Fan Ningjun, Komarov V A. Mass evaluation for load carrying structures of aircraft Wing[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2008, 28(1): 19-23. (in Chinese)

作者简介:

刘 杨(1982—),男,硕士,工程师。主要研究方向:机翼设计和工程力学。

陆 浦(1985—),男,硕士,工程师。主要研究方向:机翼设计和工程力学。

(编辑:马文静)

(上接第240页)

保证定高飞行。拖靶自身的高稳定性维持拖靶的姿态平衡,在上下运动过程中,姿态平衡的迎角会在小范围内变化。

参考文献

- [1] 丁力军, 丁海生, 尹立军. 现代航空拖靶系统的发展与应用[J]. 航空科学技术, 2006(4): 18-22.
Ding Lijun, Ding Haisheng, Yin Lijun. Development and application of modern tow target system[J]. Aeronautical Science and Technology, 2006(4): 18-22. (in Chinese)
- [2] 王建华, 时仁龙. STW1 多用途拖靶的设计与制造[J]. 飞机设计, 1995(2): 53-55.
Wang Jianhua, Shi Renlong. Design and manufacture of STW1 more purpose tow target[J]. Aircraft Design, 1995(2): 53-55. (in Chinese)
- [3] 王少云, 邓可绪, 冯桂宝. 某型拖靶系统研制[J]. 南京航空航天大学学报, 2002, 34(1): 97-100.
Wang Shaoyun, Deng Kexu, Feng Guibao. Development of tow target system[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2002, 34(1): 97-100. (in Chinese)
- [4] Johnny E, Andrew S. Dynamic simulation of low altitude aerial tow systems[C]. AIAA-2004-4813, 2004.
- [5] 张宏, 余雄庆. 高速航空拖靶的总体方案和气动外形优化[J]. 南京航空航天大学学报, 2008(4): 456-459.
Zhang Hong, Yu Xiongqing. Conceptual design and aerodynamic optimization of tow target[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2008(4): 456-459. (in Chinese)
- [6] 李世秋, 郑成军, 陶德桂. 超低空掠海拖靶定高飞行控制系统设计与实现[J]. 计算机测量与控制, 2009, 17(9): 1777-1779.
Li Shiqiu, Zheng Chengjun, Tao Degui. Design and realization of height keeping control system of low-level sea-skimming tow target[J]. Computer Measurement & Control, 2009, 17(9): 1777-1779. (in Chinese)
- [7] 王少云. 无线电高度表静态模拟侧高试验结果分析[J]. 数据采集与处理, 2006, 21(3): 371-374.
Wang Shaoyun. Data analysis of static simulating of altitude measuring using radio altimeter[J]. Journal of Data Acquisition & Processing, 2006, 21(3): 371-374. (in Chinese)

作者简介:

张元明(1964—),女,硕士,研究员。主要研究方向:飞行器总体设计、飞行器结构设计和复合材料结构设计。

谢 辉(1983—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行器设计空气动力学。

张剑锋(1980—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行控制、飞行仿真和飞控系统测试。

汪 强(1986—),男,硕士,助理工程师。主要研究方向:飞行器总体设计、飞行器结构设计。

(编辑:赵毓梅)