

高高空浮空器变质心复合控制技术研究^①

陈 丽^② 闫晓娟 周 革 段登平

(上海交通大学航空航天学院 上海 200240)

摘 要 将变质心姿态控制应用到高高空浮空器上,推导出了高高空浮空器变质心动力学模型,给出了变质心姿态运动机理。采用广义逆方法,并考虑到执行机构操纵效率约束,设计了高高空浮空器非线性复合控制器。该控制器通过执行机构权值的设置实现效率分配和故障复现,通过加权广义逆控制实现控制量的分配,从而实现控制系统重构。以某巨型柔性浮空器为例,进行了气动舵面、变质心和矢量推力共同作用的复合控制系统研究,并给出了纵向平面内轨迹高度跟踪的仿真结果。结果表明,加权广义逆方法很好地实现了复合控制的分配和重构,并给出了控制能量最小的解,提高了控制系统的操纵效率和可靠性。

关键词 高高空浮空器,复合控制,加权广义逆(WGI),变质心控制,矢量推力,气动舵面

0 引 言

高高空浮空器具有较大的体积(长度大于150m,直径达40m)和半柔性结构,其典型的执行机构为气动舵面、矢量推力和副气囊调节^[1]。高高空浮空器工作在大气密度、大气压力较低的环境,其飞行速度较低,在这样低速、低动压的条件下,现有浮空器的操纵驱动形式不再适用,因此有必要发展新的操纵机构形式和相应的控制器设计方法。

高高空浮空器的各个执行机构操纵效率和驱动特性相差很大,需要通过研究多种异类执行机构的复合控制,实现最优的控制分配和重构^[2,4]。浮空器的动态模型具有显著的非线性、时变、强耦合等特点,基于小扰动线性化方程的线性系统设计方法已难以满足系统设计要求。20世纪80年代以来,“反馈线性化”理论在非线性控制领域蓬勃发展,受到广泛关注,作为反馈线性化控制的一个分支,动态逆方法已经获得了广泛关注与研究^[4,8]。改进的广义逆方法可以考虑控制过程中操纵机构的位置和速率饱和限制,并可以实现舵面的操纵效率的分配^[7],不依赖于方程的精确程度,对方程的扰动和不确定性有很强的鲁棒性^[8]。

本文提出将变质心姿态控制应用到高高空浮空

器上,采用广义逆方法,设计高高空浮空器变质心姿态复合控制器。方法是先设计常规意义下轨迹跟踪伪控制指令,再进行伪指令到操纵机构的控制分配设计,并且在控制分配中引入加权矩阵,使得当执行机构发生故障时,只需改变相应权值系数即可实现重构。为验证复合控制的有效性,在MATLAB中针对纵向运动,进行了升降舵、矢量推力和移动滑块的复合控制仿真研究。

1 复合控制机制和变质心动力学模型

变质心姿态控制是移动飞行器内部活动质量块,通过改变飞行器的质心位置来改变飞行器所受的外力矩,从而实现飞行器的姿态调节,达到飞行器的机动控制。变质心控制在宇航飞行器、再入飞行器、水下运载器、KKV、碟型飞行器、导弹中都有研究及成功应用的先例^[9-11]。虽然基于质量滑块的变质心思想在低空浮空器研究中也有所体现^[12],但对变质心浮空器产生的驱动力矩机理没有明确推导,对浮空器的变质心运动规律没有深入研究。而基于质量滑块的变质心姿态控制在临近空间浮空器研究上还未见公开报道。因此本文提出了高高空浮空器变质心姿态控制方案,并进行了控制系统设计。

① 国家自然科学基金(60805036,61175074)资助项目。

② 女,1975年生,博士,副研究员;研究方向:飞行动力学与控制;联系人,E-mail: chen2006@sjtu.edu.cn
(收稿日期:2010-11-19)

变质心机构由安装在艇身下部蒙皮上的两个导轨以及两个可以在导轨上自由滑行的质量块组成,如图1所示。对变质心机构作如下假设:(1)导轨

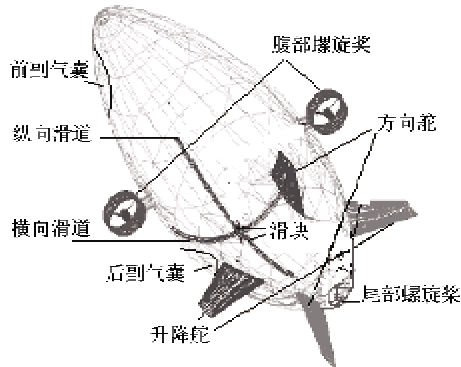


图1 具有变质心机构的浮空器动力配置图

固连在艇体上,属于艇体的一部分;(2)质量滑块是在导轨上平动的质点,与机体无相对转动。

具有变质心机构的浮空器可看作一个多刚体系统,由质量为 m_B 的浮空器本体 B 和质量分别为 m_1 、 m_2 的两个质量滑块 1、2 组成。系统总质量为 m_s ,且 $m_s = m_B + m_1 + m_2$ 。设质量比 $\mu_B = \frac{m_B}{m_s}$, $\mu_1 = \frac{m_1}{m_s}$, $\mu_2 = \frac{m_2}{m_s}$ 。变质心滑块的运动,对系统动力学影响见文献[12,13]。

如图1所示,高高空浮空器上有4种典型的异类操纵机构:气动舵面、矢量推力、副气囊调节和变质心操纵,浮空器操纵机构冗余配置和复合机制如表1所示。

表1 高高空浮空器的动力配置(“√”表示对该通道起控制作用)

操纵机构 控制通道	矢量推力	升降舵 (X型)	方向舵 (X型)	纵向滑块	横向滑块	副气囊
滚转	√	√	√		√	
俯仰	√	√	√	√		√
偏航	√	√	√			
高度	√	√				√
速度	√	√	√			

2 飞行控制系统设计

本节给出了浮空器非线性控制系统的设计过

程。浮空器的飞行控制器包括两部分,即轨迹跟踪控制器和姿态调节控制器。浮空器控制系统结构图如图2所示。

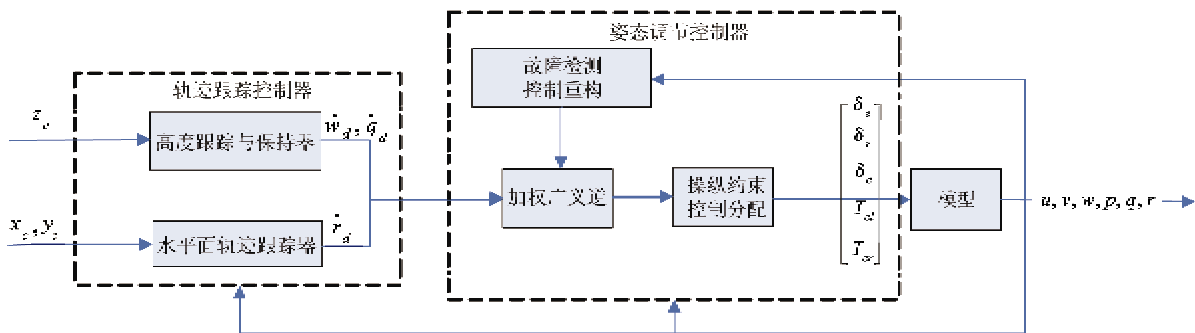


图2 浮空器非线性控制器结构示意图

轨迹跟踪控制器是根据期望指令特性产生期望的浮空器响应加速度(伪控制指令),实现常规意义下指令跟踪,可以由如下 PD 控制器实现:

$$\ddot{\psi}_d = k_{p3}(\psi_c - \psi) + k_{d3}(\dot{\psi}_c - \dot{\psi}) + k_{i3}\left(\int(\psi_c - \psi)dt\right) \quad (1)$$

$$\dot{w}_d = -k_{p2}(w_c - w) - k_{i2} \int (w_c - w) dt + \dot{w},$$

$$k_{p2} > 0, k_{i2} > 0 \quad (2)$$

$$\ddot{\theta}_d = k_{p1}(\theta_c - \theta) + k_{i1}(\dot{\theta}_c - \dot{\theta})$$

$$+ k_{i1} \left(\int (\theta_c - \theta) dt \right) \quad (3)$$

姿态调节模块完成伪控制指令到操纵机构指令的控制分配设计,控制分配模块将采用加权广义逆(weight generalized inverse, WGI)设计方法。对于如下飞行控制系统形式:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}) + \mathbf{g}(\mathbf{x})\mathbf{u}$$

$$\mathbf{y} = \mathbf{h}(\mathbf{x}) \quad (4)$$

式中 $\mathbf{x}$ 为状态, $\mathbf{u}$ 为控制输入, $\mathbf{y}$ 为期望控制的系统输出且满足条件 $\dim(\mathbf{u}) \geq \dim(\mathbf{y})$, $\mathbf{f}(\mathbf{x})$ 为与控制量无关的非线性函数, $\mathbf{g}(\mathbf{x})$ 为与控制量相关的非线性函数;记 $\mathbf{h}_x = \frac{\partial \mathbf{h}(\mathbf{x})}{\partial \mathbf{x}}$, $\mathbf{g} = \mathbf{g}(\mathbf{x})$, $\mathbf{f} = \mathbf{f}(\mathbf{x})$, 则有表达式 $\dot{\mathbf{y}} = \mathbf{h}_x \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{h}_x(\mathbf{f} + \mathbf{g}\mathbf{u})$ 成立^[6]。

在一定的系统指令输入 $\mathbf{y}_d$ 作用下,系统期望的闭环动态特性为 $\dot{\mathbf{y}}_{des}$ 。由式(4)可以构造非线性反馈控制律为

$$\mathbf{u} = (\mathbf{h}_x \mathbf{g})^{-1} (\dot{\mathbf{y}}_{des} - \mathbf{h}_x \mathbf{f}) \quad (5)$$

其中 $(\cdot)^{-1}$ 表示广义右逆, $\mathbf{h}_x \mathbf{g}$ 称为控制效力矩阵。浮空器具有 7 个独立的控制向量,控制 4 个自由度的转动。操纵机构有余度,因此控制解并不唯一,应用广义逆理论可以求得最小的操纵量操纵指令。当出现操纵机构故障时,无需进行控制律的重构,只需改变控制效力矩阵 $\mathbf{h}_x \mathbf{g}(\mathbf{x})$, 就可以方便地完成对控制系统的重构。我们可令 $\mathbf{h}_x \mathbf{g}(\mathbf{x}) = \mathbf{W} \mathbf{h}_x \mathbf{g}(\mathbf{x})$, 其中 $\mathbf{W}$ 为对角矩阵,那么只要改变 $\mathbf{W}$ 对角线元素就可以很好地实现重构,同时 $\mathbf{W}$ 还可以考虑到执行机构的操纵速率和效率约束^[8]。

3 复合控制系统仿真

为了验证本文所建立的复合控制器的有效性以及对故障的重构性,对跟踪输入机动指令进行了仿真。采用高度跟踪与保持实现指令的机动跟踪。仿真条件为飞艇初始机体速度为 $u_0 = 10\text{m/s}$, $v_0 = 0$, $w_0 = 0$, 初始位置、航迹角及各控制量初始值均为零。给出的机动指令为高度跟踪 $h_c = 200\text{m}$ 。实现分阶段控制,选定一个高度差值 $\Delta h = 50\text{m}$, 当 $h_c - h > \Delta h$ 时,采用速度跟踪,使 $\dot{h} \rightarrow \dot{h}_c$; 当 $h_c - h \leq \Delta h$ 时,采用位置跟踪,使 $h \rightarrow h_c$ 。

本文只讨论纵向运动的复合控制,质量滑块 2 的位置保持不动,因此其权值为 0。图 3 给出各执行机构单独操作和复合控制的仿真结果。 W_{de} , W_{ds} 和 W_{x1} 分别代表升降舵、矢量推力和质量滑块 1 的操纵效率,其值为 1 时,代表正常工作,其值为 0 时,代表不起作用。

仿真过程中,由于浮空器近似为纺锤体,长度较长且截面为圆形,故在 xOz 平面的导轨可看作平行机体 x 轴的直线,在 yOz 平面的导轨可看作一段圆弧。已知浮空器最大截面半径为 25m,在仿真过程中,可取滑块 1 位置为 $\mathbf{p}_1 = (x_1, 0, 25)$, 滑块 2 位置为 $\mathbf{p}_2 = (0, y_2, 25 \cos(\arcsin \frac{y_2}{25}))$, 由于导轨长度的限制,取 $|x_1| \leq 40$ 和 $|y_2| \leq 15$, 滑块初始位置 $x_1 = y_2 = 0$, 通过控制滑块位置变量 x_1 和 y_2 的改变,实现姿态的变质心控制。取质量比 $\mu_1 = \mu_2 = 0.1$ 。

可对仿真结果做如下分析:(1)由图 3(g)可以看出,当升降舵和变质心机构都起作用时,复合控制的分配结果、矢量推力是不起作用的,利用加权广义逆获得能量最小控制解的物理意义是一致的;(2)由图 3(a)和(f)可以看出,单独矢量推力上升,速度跟踪会有超调,说明矢量推力的操纵响应较快;(3)由图 3(e)和(b)可以看出单独升降舵作用时,升降舵直接控制上升速度,而不是通过俯仰运动间接上升,因此浮空器低头上升;(4)由图 3(a)和(h)可以看到单独变质心操作,高度跟踪时间最长,可见变质心操纵响应比较慢;(5)由图 3(a)和(e)可以看出,单独升降舵和复合控制的高度跟踪效果一致,但复合控制的俯仰角和控制输入幅值都更小,过渡光滑一些。

4 结论

本研究将变质心姿态控制应用到高高空浮空器上,建立了高高空浮空器变质心动力学模型,给出了变质心姿态运动机理;采用广义逆方法,设计了高高空浮空器非线性复合控制器;给出气动舵面、变质心和矢量推力的复合控制仿真结果。研究结论如下:复合控制策略可以实现控制分配和控制系统重构;仿真结果显示:矢量推力的操纵响应较快,而变质心操纵响最慢;单独升降舵作用时,升降舵直接控制上升速度,而不是通过俯仰运动间接上升;复合控制会获得最小控制量的控制解。

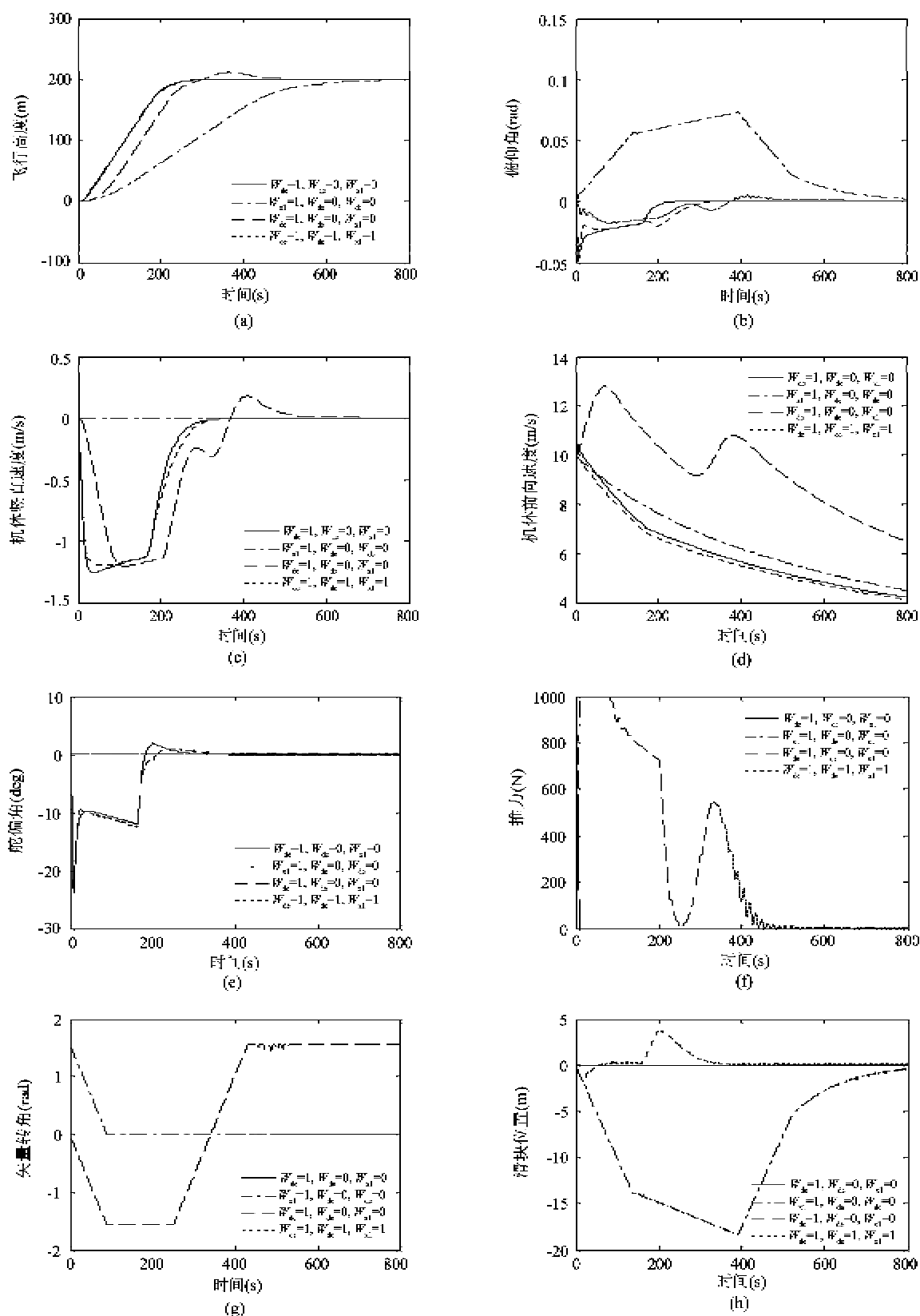


图 3 复合控制系统仿真结果

参考文献

- [1] Khoury G A, Gillett J D. Airship Technology. Cambridge University Press, 2000

- [2] Johansen T A, Fossen T I. constrained nonlinear control allocation with singularity avoidance using sequential quadratic programming. *IEEE transaction on control sys-*

- tem technology*, 2004, 12(1): 211-217
- [3] Battipede M, Gili P A, Lando M. Control allocation system for an innovative remotely-piloted airship. In: Proceedings of the AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, Rhode Island, USA, 2004. 278-285
 - [4] Alexandra M, Azinheira J R. Path control of an autonomous airship using dynamic inversion. In: Proceedings of the Symposium on Intelligent Autonomous Vehicles, Lisboa, Portugal, 2004. 270-276
 - [5] Aaron J O, Barton J B. Reconfigurable flight control using nonlinear dynamic inversion with a special accelerometer implementation, In: Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Denver, USA, AIAA-2000-4565
 - [6] Bacon B J, Ostroff A J, et al. Reconfigurable NDI controller using inertial sensor failure detection & isolation. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2001, 37(4):1373-1383
 - [7] Aaron J O, Barton J B. Enhanced NDI strategies for reconfigurable flight control. In: Proceedings of the American Control Conference, Anchorage, USA, 2002. 3631-3636
 - [8] Acosta D, Joshi S. Adaptive nonlinear dynamic inversion control of an autonomous airship for the exploration of Titan. In: Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Hilton Head, USA, 2007. 375-383
 - [9] Woolsey C A, Leonard N E. Moving mass control for underwater vehicles. In: Proceedings of American Control Conference, Anchorage, USA, 2002. 2824-2829
 - [10] White J E, Robinett R D. Principal axis misalignment control for deconing of spinning spacecraft. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 1994, 17(4):823-830
 - [11] Menon P K, Kverdiduk G D. Integrated guidance and control of moving-mass actuated kinetic warheads. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2004, 27(1):118-126
 - [12] 高明伟,单雪雄. 改变飞艇重心位置控制纵向运动. 力学季刊, 2006(4), 714-718
 - [13] 王晓亮. 平流层对地观测平台非线性气动力及其运动的研究:[博士学位论文]. 上海:上海交通大学航空航天学院, 2006

A study of composite moving-mass control for high-altitude aerostats

Chen Li, Yan Xiaojuan, Zhou Ge, Duan Dengping

(Department of Aeronautics and Astronautics, Shanghai Jiaotong University, Shanghai 200240)

Abstract

The moving-mass control strategy was applied to a high-altitude aerostat, and a dynamic model for its moving-mass control was deduced, and correspondingly, the mass-moving mechanism for the control was given. The weighted generalized inverse (WGI) method was used to design a nonlinear composite controller for the high-altitude aerostat, with the actuator rate/position saturation being considered. The controller achieves actuator efficiency setting and fault recurring by choosing the weight of each implementing agency, and is able to redistribute the control variables using generalized inverse, thus achieves the control system reconfiguration. A certain composite control system combining the action of aerodynamic control surface, moving-mass, and vectored thrust was studied by simulation, and the simulation result of altitude tracking was given. The simulation showed that the weight generalized inverse obtained a good distribution and reconfiguration in the composite control, and kept the minimum control energy, thereby enhancing the reliability of the control system.

Key words: high-altitude aerostat, composite control, weight generalized inverse(WGI), moving-mass control, vectored thrusts, aerodynamic control surface