

基于副气囊和舵面的平流层飞艇姿态控制分配策略^①

孟 蒙^② 陈 丽^③

(上海交通大学航空航天学院 上海 200240)

摘 要 采用副气囊和升降舵作为飞艇俯仰控制的执行机构,分别建立了副气囊和升降舵的俯仰操纵模型。在传统加权伪逆法的基础上,提出了变权增量式伪逆法,以使用基于性能指标的变权方法实现控制分配优化,通过增量方式实现了执行机构主动速率约束。比较副气囊和升降舵操纵能力后,采用相对控制量平方和的变权性能方法,实现了基于执行机构操纵能力的最优分配;通过副气囊和升降舵耗能计算,提出了基于实际能量的变权增量式伪逆法,获得了符合执行机构实际耗能最优的分配结果。仿真结果表明,在高速和低速情况下,两种变权方法都取得了较好的姿态控制效果,基于实际能量的变权方法更能反映飞艇执行机构耗能的真实情况。

关键词 平流层飞艇, 副气囊, 升降舵, 变权增量式伪逆法, 控制分配

0 引 言

平流层飞艇在区域大气环境监测等领域有重要应用^[1,2]。平流层飞艇进行悬停或平飞时,由于飞行空域高、飞行速度较低、空气舵面的操纵效率不足,单独使用舵面难以实现对飞艇姿态的有效控制。通过前、后副气囊充放气调节可以较好地补充姿态控制力矩的不足,实现飞艇姿态的有效控制^[3],因此有必要进行副气囊俯仰姿态控制研究,实现副气囊与升降舵的合理控制分配,从而实现飞艇姿态的最优复合控制。在平流层飞艇的前期研制中,副气囊主要作为浮力操纵机构,实现高度控制^[4,6],通过副气囊调节实现姿态控制的研究较少。文献[3]实现了副气囊和升降舵的复合俯仰控制,但在这种控制中副气囊对飞艇姿态的操纵通过外加俯仰力矩实现,未考虑副气囊充放气导致飞艇质心位置的改变而引起系统其他动力学特性的变化。本研究将飞艇副气囊充放气控制量与飞艇质心位置相联系,建立了完整的副气囊变质心操纵模型,并采用控制分配方法进行副气囊和升降舵复合姿态控制。

控制分配算法可以分为两大类:基于优化的分配法和基于非优化的分配法。基于优化的方法主要

包括伪逆法^[7]和数学规划法^[8,9]等。伪逆法使用简单,可以获得控制量的解析解,运算速度快,但最优指标单一,对约束的处理不理想^[10];数学规划法能较好地处理约束条件,可以使用多种最优指标,但运算速度慢,不能得到控制量的解析解^[11]。因此,结合数学规划法的最优指标对伪逆法进行改进具有重要意义,文献[10]在伪逆法基础上增加速率二次优化指标,以线性滤波器方式完成动态分配,使控制分配问题同时具有较好的解析特性和较小的运算量的特点;文献[12]在伪逆法分配基础上,采用不动点迭代法进行优化求解,缓解了执行机构约束饱和问题。以上方法对控制器的性能指标进行优化,需要根据不同的性能指标重新求解控制器,而本文方法通过设计权值的性能指标,能够获得反映执行机构实际特性的控制分配效果,而不需要改变控制器本身的求解过程。本文给出了基于执行机构操纵能力和基于实际能量的最优分配结果,并对结果进行了对比。

1 平流层飞艇执行机构操纵动力学模型

平流层飞艇执行机构配置如图1所示。从图中可以看到,艇身前后各有一个副气囊,通过前、后副

① 国家自然科学基金(61175074, 11272205)资助项目。

② 男,1988年生,硕士生;研究方向:导航制导与控制;E-mail: mengmeng1988@sjtu.edu.cn

③ 通讯作者,E-mail: chen2006@sjtu.edu.cn

(收稿日期:2012-05-07)

气囊的充放气可以实现俯仰控制。艇身尾部装有升降舵和方向舵,其中升降舵用于俯仰控制。艇身左右两侧各有一个可在纵向平面内自由旋转的矢量螺旋桨。

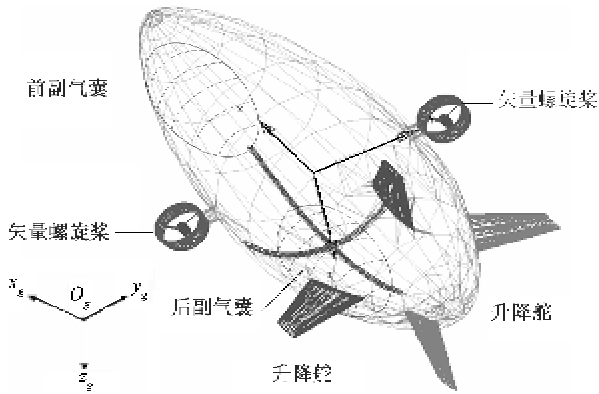


图1 平流层飞艇姿态控制执行机构示意图

根据文献[13],对平流层飞艇做受力分析,可以得到以下动力学方程:

$$\mathbf{M}[\ddot{u}_b \ \ddot{v}_b \ \ddot{w}_b \ \ddot{p}_b \ \ddot{q}_b \ \ddot{r}_b]^T = \mathbf{F}_T + \mathbf{F}_{GB} + \mathbf{F}_A + \mathbf{F}_l = \mathbf{F} \quad (1)$$

式中, $\ddot{u}_b, \ddot{v}_b, \ddot{w}_b$ 为飞艇在机体坐标系下的加速度, $\ddot{p}_b, \ddot{q}_b, \ddot{r}_b$ 为飞艇在机体坐标系下的角加速度, $\mathbf{F}_T, \mathbf{F}_{GB}, \mathbf{F}_A, \mathbf{F}_l$ 分别为平流层飞艇所受的推力、重力浮力、气动力和离心力哥氏力及其对应力矩,这4个量都是6维列向量, $\mathbf{M}$ 为质量矩阵。飞艇执行机构通过这4个力及其对应力矩对飞艇姿态进行操纵。

1.1 副气囊操纵模型

当采用前、后副气囊调节飞艇姿态时,假设前、后副气囊体积改变量相等,即一个气囊充气时另一个气囊以同等速度放气,这样飞艇的浮力和内外压差不变。副气囊控制量为 ΔV , 表示前、后副气囊的充放气量,即前副气囊或后副气囊通过充放气所造成的体积改变量。当前副气囊放气,后副气囊充气时, ΔV 为正,飞艇抬头;当前副气囊充气,后副气囊放气时, ΔV 为负,飞艇低头。

图2为副气囊调节与飞艇质心关系图,在初始位置,前副气囊和后副气囊体积相等。图2中坐标系为飞艇机体坐标系,设飞艇质心位置在机体坐标系中表示为 (x_c, y_c, z_c) , 前副气囊位置为 (x_q, y_q, z_q) , 后副气囊位置为 (x_p, y_p, z_p) 。副气囊体积变化时,理想情况下,飞艇质心在 y 轴和 z 轴方向没有质量移动,故当 ΔV 改变时,只有质心坐标 x_c 有变化。

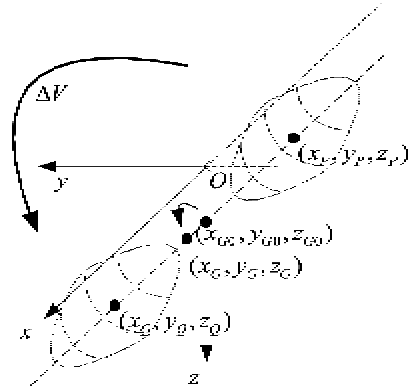


图2 副气囊调节与飞艇质心关系图

如图2所示,设飞艇质心由初始位置 (x_{c0}, y_{c0}, z_{c0}) 变为 (x_c, y_c, z_c) , 在 x 轴方向上,根据质心变换的原理,有

$$x_{c0}m = -2\Delta V\rho_a x_q \quad (2)$$

式中, ΔV 为前后副气囊充放气量, ρ_a 为空气密度, m 为飞艇总质量。由式(2)得到飞艇在副气囊调节后的质心表达式:

$$x_c = -2\Delta V\rho_a x_q / m \quad (3)$$

该式表达了副气囊控制量 ΔV 与飞艇质心 x_c 的关系,在飞艇高度不变的情况下, ΔV 与 x_c 成正比关系,改变副气囊充放气量 ΔV , 可以改变飞艇质心位置。在飞艇非线性动力学方程中^[13], x_c 通过改变重力浮力俯仰力矩和离心力哥氏力俯仰力矩的大小来改变飞艇的俯仰角,表达式如下:

$$M_{GB} = -Gz_c \sin\theta - Gx_c \cos\phi \cos\theta \quad (4)$$

$$M_l = -mz_c q_b w_b - mx_c q_b u_b + m_{35} u_b q_b \quad (5)$$

式中, M_{GB} 为重力浮力产生的俯仰力矩, M_l 为离心力和哥氏力产生的俯仰力矩, G 为飞艇重力, m 为飞艇质量, m_{35} 为飞艇俯仰运动产生的附加质量, ϕ, θ 分别为飞艇滚转角和俯仰角, $u_b, v_b, w_b, p_b, q_b, r_b$ 为飞艇机体坐标系下的速度和角速度。

x_c 的改变还会对飞艇质量矩阵 $\mathbf{M}$ 中与 x_c 相关的项产生影响,从而改变平流层飞艇的动力学模型。

1.2 升降舵操纵模型

升降舵的控制量是舵偏角 δ_e , δ_e 为正时,飞艇抬头; δ_e 为负时,飞艇低头。受 δ_e 改变影响的俯仰通道气动力矩表达式为

$$M_a = (M_y + m_{\delta_e}^y \delta_e + m_q^y q_b) q_\infty S_{ref} l_{ref} \quad (6)$$

式中, M_a 为气动俯仰力矩, M_y 为俯仰力矩系数, $m_{\delta_e}^y$ 为俯仰力矩对升降舵偏角的导数, m_q^y 为俯仰力矩对俯仰角速度的导数, $q_\infty = \frac{1}{2} \rho_a V_\infty^2$ 为无穷远来

流动压, V_∞ 为来流速度。 $S_{\text{ref}} = V_\infty^2$ 为参考面积, $l_{\text{ref}} = V_\infty^{1/3}$ 为参考长度。

1.3 矢量螺旋桨操纵模型

飞艇左右两侧的矢量螺旋桨可以在纵向平面内自由旋转, 本文设定两矢量螺旋桨转动角度一致, 矢量推力大小相等。矢量螺旋桨的控制量分别是矢量螺旋桨推力大小 T_c 和转动角度 δ_c 。在机体坐标系下, 矢量螺旋桨会产生前向推力 $T_c \cos \delta_c$ 和纵向推力 $-T_c \sin \delta_c$ 两个分量, 用来控制机体 x 轴向速度 u_b 和 z 轴向速度 w_b 。矢量螺旋桨装在飞艇腹部, 还会产生一定的俯仰力矩, 可以表示为

$$M_T = T_c \cos(\delta_c) z_T + T_c \sin(\delta_c) x_T \quad (7)$$

式中 (x_T, y_T, z_T) 为矢量螺旋桨在机体坐标系中的位置。

本文中矢量螺旋桨主要用于飞艇平飞时的速度保持, 俯仰角的控制由副气囊和升降舵实现。

1.4 俯仰通道动力学模型

将式(1)变换为标准状态方程形式:

$$\dot{x} = f(x) + g(x)u \quad (8)$$

这里考虑升降舵和副气囊作为俯仰控制量:

$$u = \begin{bmatrix} \delta_c \\ \Delta V \end{bmatrix} \quad (9)$$

$f(x)$ 为与控制量无关的部分, $g(x)$ 为与控制量相关的部分。 $g(x)$ 的表达式为

$$g(x) = M^{-1} \begin{bmatrix} C_{\text{dc}}^y q_\infty S_{\text{ref}} \cos \alpha \sin \beta - c_{\text{dc}}^z q_\infty S_{\text{ref}} \sin \alpha \\ C_{\text{dc}}^y q_\infty S_{\text{ref}} \cos \beta \\ C_{\text{dc}}^y q_\infty S_{\text{ref}} \sin \alpha \sin \beta + c_{\text{dc}}^z q_\infty S_{\text{ref}} \cos \alpha \\ m_{\text{dc}}^x q_\infty S_{\text{ref}} l_{\text{ref}} \\ m_{\text{dc}}^y q_\infty S_{\text{ref}} l_{\text{ref}} \\ m_{\text{dc}}^z q_\infty S_{\text{ref}} l_{\text{ref}} \\ B_p m(r_b^2 + q_b^2) \\ B_p m p_b q_b \\ B_p m p_b r_b \\ 0 \\ B_p m(p_b v_b - q_b u_b) - G \cos \phi \cos \theta \\ B_p G \sin \phi \cos \theta - m(r_b u_b - p_b w_b) \end{bmatrix} \quad (10)$$

式中, $B_p = -2\rho_a x_Q / m$, x_Q 为机体坐标系下飞艇前副气囊质心位置轴坐标。 α, β 为飞艇迎角和侧滑角。 C_{dc}^z 为升力对升降舵偏角的导数, C_{dc}^y 为侧向力对升降舵偏角的导数, m_{dc}^x 为滚转力矩对升降舵偏角的导数, m_{dc}^y 为俯仰力矩对升降舵偏角的导数, m_{dc}^z 为偏航力矩对升降舵偏角的导数。

考虑俯仰通道, 其状态方程为

$$\dot{q}_b = f_{(5)}(x) + g_{(5)}(x)u \quad (11)$$

其中 $g_{(5)}(x)$ 为 $g(x)$ 取第 5 行的行向量, $f_{(5)}(x)$ 为 $f(x)$ 取第 5 行的值。俯仰通道动力学模型的力矩形式如式(4) - (7)所示, 状态方程形式如式(9) - (11)所示。

2 平流层飞艇控制分配策略

本文对副气囊和升降舵采用控制分配方法实现对飞艇姿态的复合控制。

2.1 传统加权伪逆法

由文献[14]可知, 按最优指标 $\min J = \frac{1}{2} u^T W u$, 加权伪逆控制分配问题的解为

$$u = W^{-1} B^T (B W^{-1} B^T)^{-1} v = B^+ v \quad (12)$$

其中 W 为权值矩阵, B^T 为 B 的转置, B^+ 为 B 的伪逆, v 为转矩向量, 即伪控制量, u 为执行机构控制量。通常选择的权矩阵为对角正定矩阵, 设权矩阵

$$W = \begin{bmatrix} w_1 & 0 \\ 0 & w_2 \end{bmatrix}, \text{ 系数矩阵 } B = [b_1 \ b_2], \text{ 根据}$$

式(12)可以得出

$$u = B^+ v = \begin{bmatrix} \frac{w_2 b_1}{w_2 b_1^2 + w_1 b_2^2} \\ \frac{w_1 b_2}{w_2 b_1^2 + w_1 b_2^2} \end{bmatrix} v \quad (13)$$

由式(13)可见权值矩阵的加入可以改变执行机构的控制权限, 从而改变飞艇执行机构的控制效果。

权值的选择对飞艇控制机构的分配和飞艇姿态控制的动态性能有很大的影响。现有的研究一般以执行机构位置限幅值平方或人为经验确定权值矩阵^[10], 这样确定的权值在飞艇控制过程中是不变的, 不能根据飞艇控制目标的变化做出调整以满足飞艇所需的优化性能; 传统加权伪逆法在使用时, 执行机构的速率限制是被动执行的^[11], 而速率限制被动控制是不稳定的, 控制分配得到的最优解常常受限于被动控制, 这样会造成控制算法的失效, 同时会造成姿态角控制产生较大的超调量。因此, 本文提出变权增量式伪逆法, 增量式伪逆法^[15]不直接分配所需的控制量, 而是分配控制量的增量, 将速率限制加入到控制算法本身当中, 能够实现速率限制的主动控制。

2.2 增量式伪逆法

根据文献[16], 按最优指标 $\min J =$

$\frac{1}{2}\Delta u^T W \Delta u$, 可以得到加权增量式伪逆法的控制分配结果为

$$\begin{cases} \Delta u = W^{-1} B^T (B W^{-1} B^T)^{-1} v = B^+ v \\ u_i = u_{i-1} + \Delta u \end{cases} \quad (14)$$

式中, $B = g_{(s)}(x)$ 为系数矩阵, $v = \dot{x}_i - \dot{x}_{i-1}$ 为伪控制量, $\dot{x}_i$ 和 $\dot{x}_{i-1}$ 分别为 i 时刻和 $i-1$ 时刻飞艇状态量对应加速度, u_i 和 u_{i-1} 分别为 i 时刻和 $i-1$ 时刻飞艇的控制量分配结果。 W 为权值矩阵, 权值矩阵根据相应指标可变时, 该方法称为变权增量式伪逆法。

变权增量式伪逆法可以根据飞艇的控制目标对权值矩阵进行调整。下面分别介绍基于相对控制量平方和的变权增量式伪逆法和基于实际能量的变权增量式伪逆法。

2.3 基于相对控制量平方和的变权增量式伪逆法

2.3.1 副气囊和升降舵操纵能力比较

在本研究中, 飞艇设计总体积为 300000m^3 , 艇长 170m , 最大直径 50m ; 在 20km 高度, 氦气囊配平体积 V_{hc} 为 235943m^3 , 空气囊体积 V_a 为 64057m^3 ; 在平衡状态下, 前、后副气囊体积均为 32028.5m^3 , 副气囊充放气量理论最大值可达到 $V_a/2$, 但为避免副气囊蒙皮形变过大, 设定副气囊充放气量最大值 $\Delta V_{\max}$ 为 $V_a/6$, 即 10676m^3 ; 升降舵最大偏角为 30° 。

副气囊和升降舵的操纵能力比较通过开环仿真完成。分别令副气囊和升降舵的控制量为最大值, 观察飞艇在 20km 高度, 前飞速度 u_b , 即机体坐标系下 x 轴向速度为不同值时俯仰角的变化, 得到的比较结果如图 3 所示。

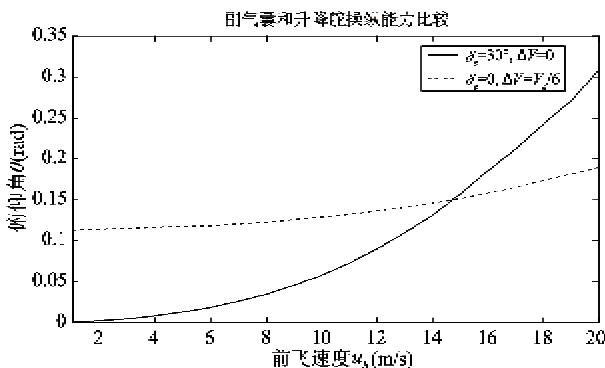


图 3 副气囊和升降舵对俯仰角操纵能力比较图

从图 3 可以看出, 副气囊充放气操纵能力受飞艇前飞速度影响小, 升降舵操纵能力受飞艇前飞速度影响大, 这是由于式(6)中升降舵对俯仰力矩的

操纵能力与动压 q_∞ 有很大关系, 动压 q_∞ 受前飞速度 u_b 影响很大, 而副气囊对俯仰力矩的操纵能力与前飞速度相关项可见式(5), 中 M_l 随 u_b 变化也会有所变化, 但变化幅度相对较小。在低速状态下, 副气囊充放气操纵能力高于升降舵操纵能力, 随着速度的增加, 升降舵操纵能力迅速增强, 图中两条曲线相交位置为 14.7m/s , 当飞艇前飞速度大于这个值时, 升降舵的操纵能力强于副气囊。综合来看, 为更好地利用两执行机构的操纵能力, 姿态控制分配应能够达到以下效果: 在低速状态下, 多使用随前飞速度变化平稳且操纵能力更高的副气囊, 少使用操纵能力低的升降舵, 随着前飞速度的增加, 逐渐增加对升降舵的使用比例。故引入相对控制量平方和的变权方法^[17]以实现上述控制效果。

2.3.2 基于相对控制量平方和的变权值方法

相对控制量平方和的变权方法能够使执行机构满足以下分配原则: 在同样的操纵力矩下, 大量使用效率高、权限大的执行机构, 少量使用效率低、权限小的执行机构, 而使所有执行机构改变量尽量减小。

基于相对控制量平方和变权方法的目标函数为 $\min J = (\delta_e / \delta_{\max})^2 + (\Delta V / \Delta V_{\max})^2$ (15) 式中, δ_e 和 $\delta_{\max}$ 分别为升降舵偏角和升降舵偏角最大值, ΔV 和 $\Delta V_{\max}$ 分别为前、后副气囊充放气量及其最大值。

由式(14)可知, 执行机构控制输入增量为

$$\Delta u = B^+ v = \begin{bmatrix} \frac{w_2 b_1}{w_2 b_1^2 + w_1 b_2^2} \\ \frac{w_1 b_2}{w_2 b_1^2 + w_1 b_2^2} \end{bmatrix} v \quad (16)$$

故第 i 时刻有

$$\delta_e = u_i^{\delta_e} = u_{i-1}^{\delta_e} + \Delta u^{\delta_e} = u_{i-1}^{\delta_e} + \frac{w_2 b_1 v}{w_2 b_1^2 + w_1 b_2^2} \quad (17)$$

$$\Delta V = u_i^{\Delta V} = u_{i-1}^{\Delta V} + \Delta u^{\Delta V} = u_{i-1}^{\Delta V} + \frac{w_1 b_2 v}{w_2 b_1^2 + w_1 b_2^2} \quad (18)$$

设

$$w_1 = k w_2 \quad (19)$$

将式(17) - (19)代入式(15), 可得

$$\min J = \frac{(u_{i-1}^{\delta_e} + \frac{b_1 v}{b_1^2 + k b_2^2})^2}{\delta_{\max}^2} + \frac{(u_{i-1}^{\Delta V} + \frac{b_2 v}{b_1^2 + k b_2^2})^2}{\Delta V_{\max}^2} \quad (20)$$

算得此非线性函数的最优解, 即可得到在相对控制

量平方和条件下合理的 k 值,进而获得合理的权值 w_1 和 w_2 。将算得的权值代入式(16),即可得到所需的控制量增量,完成相对控制量平方和条件下的变权增量式伪逆法姿态控制。

2.4 基于实际能量的变权增量式伪逆法

2.4.1 副气囊和升降舵耗能分析

基于相对控制量平方和的变权方法充分利用了执行机构的操纵能力,在一定程度上节省了能量,但其并非执行机构实际耗能的最优指标,有必要研究执行机构实际的耗能情况。

升降舵面的功率可以表示为

$$P_{\delta_e} = H_{\delta_e} \bar{w}_{\delta_e} \quad (21)$$

式中, P_{δ_e} 为舵面功率, H_{δ_e} 为舵面铰链力矩, $\bar{w}_{\delta_e}$ 为舵面的平均偏转角速度。

根据文献[18]可以得到升降舵面耗能的表达式为

$$E_{\delta_e} = P_{\delta_e} t = \frac{\partial C_{h_e}}{\partial \delta_e} q_{\infty} S_e l_e \delta_e \bar{w}_{\delta_e} t = \frac{\partial C_{h_e}}{\partial \delta_e} q_{\infty} S_e l_e \delta_e^2 \quad (22)$$

式中, C_{h_e} 为铰链力矩系数, S_e 为升降舵面的参考面积, l_e 为升降舵面的平均几何弦长, q_{∞} 为无穷远来流动压。从上式中可以看出,升降舵面的耗能和舵偏角的平方呈正比关系。

副气囊充放气耗能主要体现在鼓风机上,鼓风机的功率可以表示为

$$P_{\Delta V} = \frac{Q_{\Delta V} p_{\text{ref}}}{\eta_1 \eta_2} \quad (23)$$

式中, $Q_{\Delta V}$ 为鼓风机风量,其值与副气囊充放气速率相等, p_{ref} 为鼓风机的风压, η_1 为机械效率, η_2 为风机的内效率。故副气囊充放气耗能表达式为

$$E_{\Delta V} = P_{\Delta V} t = \frac{Q_{\Delta V} t p_{\text{ref}}}{\eta_1 \eta_2} = \frac{|\Delta V| p_{\text{ref}}}{\eta_1 \eta_2} \quad (24)$$

从上式可以看出,副气囊充放气耗能和充放气量改变值呈正比关系。

副气囊和升降舵耗能分析通过开环仿真完成。令副气囊充放气量 $\Delta V = V_a/6$, 前飞速度 u_b 为不同值时,观察升降舵提供相同力矩所需的偏转量和在提供相同力矩前提下两执行机构的耗能见图4。

从图4中可以看出,随前飞速度增加,升降舵提供相同力矩所需偏转量减小,即其操纵能力增强,这与前文中两执行机构操纵能力比较结论一致。在耗能比较中,两执行机构耗能曲线相交于13.3m/s,当前飞速度 u_b 大于此速度时,升降舵可提供与副气囊充放气最大改变量相同力矩且耗能小于副气囊,

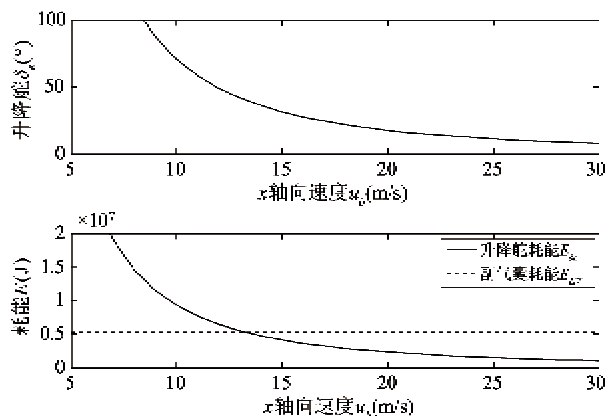


图4 副气囊和升降舵耗能分析图

故此时应采用升降舵单独调节;当前飞速度小于13.3m/s时,在提供相同力矩条件下,升降舵耗能迅速增加,应采用升降舵和副气囊共同调节,随前飞速度降低,受升降舵最大偏角30°的限制,升降舵无法提供与副气囊相同力矩,故应增加副气囊的使用比例。

2.4.2 基于实际能量的变权值方法

根据副气囊和升降舵耗能分析的结论,本文提出了基于实际能量的变权方法,考虑两执行机构的功率特点设计变权指标。实际能量的变权方法能使两执行机构耗能之和最小。

根据式(22)和(24),基于实际能量的变权方法的目标函数为

$$\begin{aligned} \min J &= E_{\delta_e} + E_{\Delta V} \\ &= \frac{\partial C_{h_e}}{\partial \delta_e} q_{\infty} S_e l_e \delta_e^2 + \frac{|\Delta V| p_{\text{ref}}}{\eta_1 \eta_2} \\ &= K_{\delta_e} \delta_e^2 + K_{\Delta V} |\Delta V| \end{aligned} \quad (25)$$

指标体现了执行机构的实际耗能。将式(17) - (19)代入式(25),整理可得

$$\min J = K_{\delta_e} \left(u_{i-1}^{\delta_e} + \frac{b_1 v}{b_1^2 + k b_2^2} \right)^2 + K_{\Delta V} \left| u_{i-1}^{\Delta V} + \frac{b_2 v}{b_1^2 + k b_2^2} \right| \quad (26)$$

算得目标函数的最优解,即可得到在实际能量原则下合理的 k 值,进而获得合理的权值和,将算得的权值代入式(16),即可得到所需的控制量增量,完成实际能量条件下的变权增量式伪逆法姿态控制。

3 复合控制系统设计

3.1 控制系统结构

基于变权增量式伪逆法的复合控制系统如图5所示。使用矢量螺旋桨控制量 T_e 和 δ_e , 完成平流层

飞艇在 20km 处的前飞速度保持,该部分采用经典的 PID 控制方式。控制量 ΔV 和 δ_e , 分别为副气囊

和升降舵控制量,采用 PID 控制 + 变权增量式伪逆分配的方式完成俯仰角的复合控制。

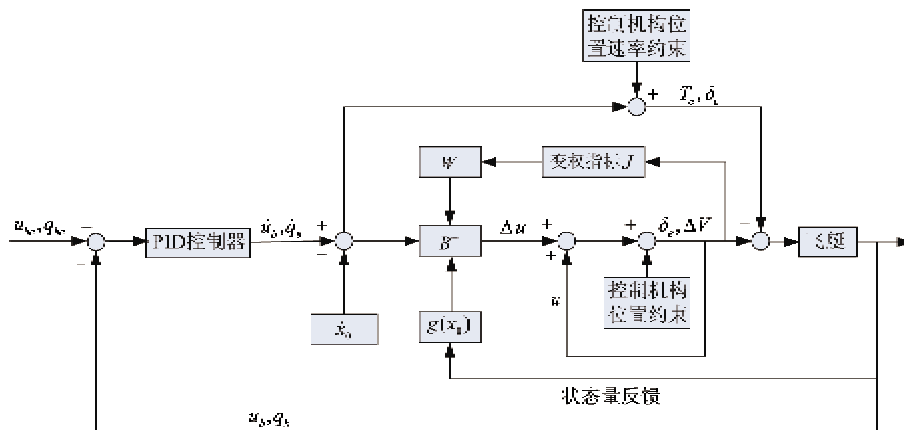


图 5 变权增量式伪逆法控制系统框图

3.2 基于相对控制量平方和的变权方法仿真

机体坐标系下, x 轴向速度, 即前飞速度分别保持控制在 $u_b = 12\text{m/s}$ 和 $u_b = 3\text{m/s}$, 俯仰角设定值 $\theta_c = 5^\circ = 0.0872\text{rad}$, 采用基于相对控制量平方和的变

权增量式伪逆分配策略, 仿真时间 200s, 观察高速和低速条件下相对控制量平方和变权方法的控制分配效果, 仿真结果见图 6。

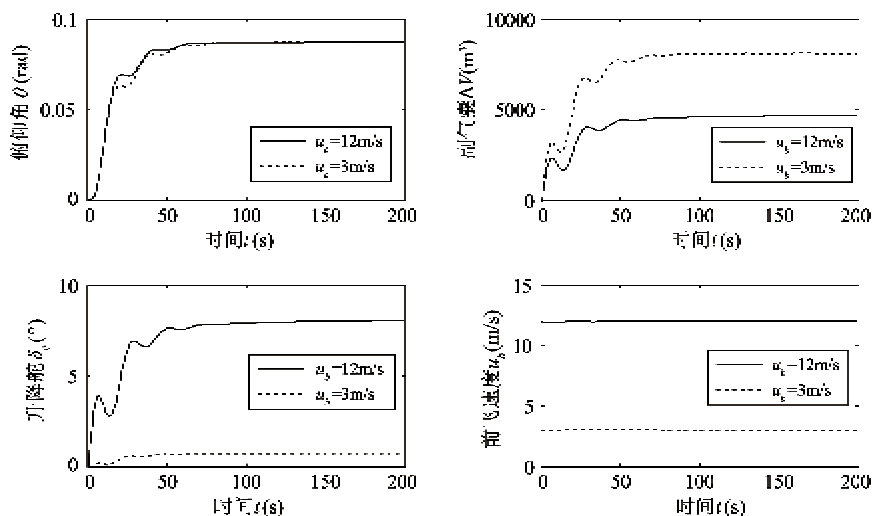


图 6 u_b 高速和低速状态下相对控制量平方和变权方法控制效果

图 6 展示了控制 $u_b = 12\text{m/s}$ 和 $u_b = 3\text{m/s}$ 时相对控制量平方和变权方法控制分配效果, 由图可以看出, 两种情况下, 俯仰角 θ 经过较短时间的调节都达到了设定值, 取得了较好的控制效果。由于采用了增量式的控制分配方式, 直接分配了控制量的增量, 调节过程中超调很小。按照相对控制量平方和原则进行分配, $u_b = 12\text{m/s}$ 时, 两执行机构最终分别稳定于 4698m^3 和 8.115° , $u_b = 3\text{m/s}$ 时, 两执行机构最终分别稳定于 8088 和 0.7125° 。相对于高速状态, 低速状态时, 副气囊改变量增加, 升降舵偏转

量减小到几乎为零。上述结果表明, 随前飞速度的增加, 升降舵使用比例增加, 副气囊使用比例减少, 这与两执行机构操纵能力比较得出结论一致, 符合相对控制量平方和的控制分配效果。仿真结果表明, 相对控制量平方和的变权方法取得了较好的控制效果, 充分利用了执行机构的操纵能力, 在一定程度上节省了执行机构消耗的能量。

3.3 基于实际能量的变权方法仿真

前飞速度分别保持控制在 $u_b = 12\text{m/s}$ 和 $u_b = 3\text{m/s}$, 俯仰角设定值 $\theta_c = 5^\circ = 0.0872\text{rad}$, 采用基于

实际能量的变权增量式伪逆分配策略,仿真时间400s,观察高速和低速条件下实际能量变权方法的

控制分配效果,仿真结果见图7。

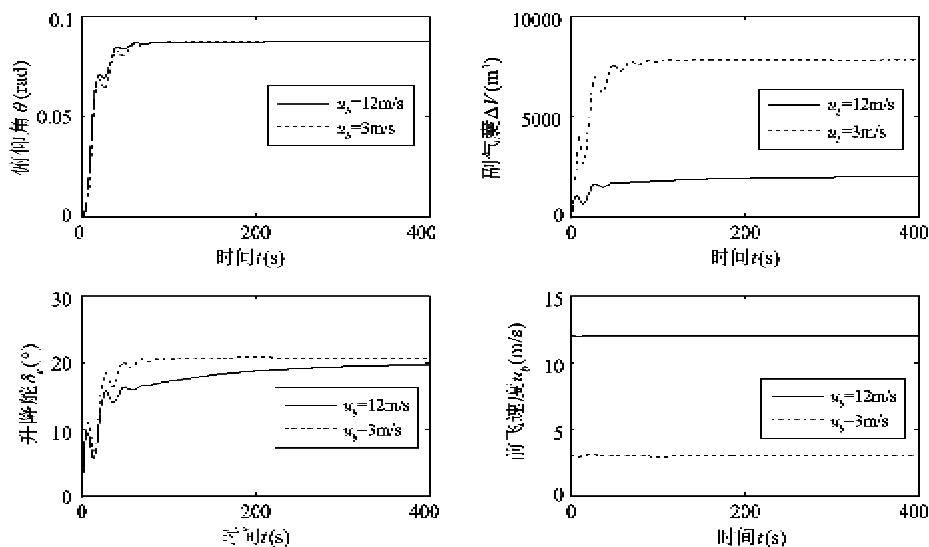


图7 高速和低速状态下实际能量变权方法控制效果

图7分别展示了控制 $u_b = 12\text{m/s}$ 和 $u_b = 3\text{m/s}$ 时实际能量变权方法控制分配效果。由图7可以看出,两种情况下,俯仰角 θ 经过较短时间的调节都达到了设定值,取得了较好的控制效果。按照实际能量原则进行分配, $u_b = 12\text{m/s}$ 时两执行机构最终分别稳定于 2012m^3 和 19.7° , $u_b = 3\text{m/s}$ 时两执行机构最终分别稳定于 7811 和 20.13° 。相对于高速状态,低速状态时升降舵偏转量变化很小,副气囊改变量大大增加,这一结果和两执行机构耗能分析结论一致,符合实际能量的控制分配效果。

将上节中相对控制量平方和变权方法和本节的实际能量变权方法在同样前飞速度条件下获得的分配结果代入式(28)计算执行机构的实际耗能可得到表1。

表1 不同变权方法耗能比较表

u_b (m/s)	相对控制量平方和指标耗能(kJ)	实际能量指标耗能(kJ)
12	2.5100×10^3	2.0865×10^3
3	4.0065×10^3	3.9364×10^3

从表1中可以看出,无论高速状态还是低速状态,在同样前飞速度下,相对控制量平方和指标耗能均高于实际能量指标,相对控制量平方和变权方法在一定程度上节省了能量,但不能获得实际耗能最小的结果,实际能量的变权方法可以得到执行机构

的最小耗能分配结果。

4 结 论

本文建立的副气囊和升降舵的操纵模型,副气囊充放气调节飞艇俯仰角实质是对飞艇质心位置的改变。在传统加权伪逆法的基础上提出的变权增量式伪逆法,直接分配执行机构控制量的增量,可实现执行机构主动速率约束,变权增量式伪逆法可根据变权指标获得不同的最优分配结果。仿真分析表明,在前飞速度高速和低速状态下,比较副气囊和升降舵操纵能力后引入的基于相对控制量平方和的变权增量式伪逆法以及在分析副气囊和升降舵耗能后提出的基于实际能量的变权增量式伪逆法,均都可以获得较好的姿态控制效果。基于相对控制量平方和的变权方法可以更好地利用执行机构的操纵能力;基于实际能量的变权方法可以获得更符合执行机构实际耗能的分配结果。耗能比较表明,高速和低速状态下,后者均比前者耗能小,基于实际能量的变权方法更能反映飞艇执行机构耗能的真实情况。

参考文献

- [1] Sangjong L, Hyochong B. Three-dimensional ascent trajectory optimization for stratospheric airship platforms in the jet stream. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2007, 30(5):1341-1352
- [2] Takashi K, Shuichi S. Control and guidance of low alti-

- tude stationary flight test vehicle. In: AIAA 5th Aviation, Technology, Integration, and Operations Conference, Arlington, USA, 2005. 26-28
- [3] 凡永华,于云峰,闫杰. 高空飞艇高度控制系统设计及仿真. 科学技术与工程, 2011, 24(11):5957-5961
- [4] 侯勇,杨军. 平流层飞艇上升高度控制方案. 兵工自动化, 2011, 30(3):73-89
- [5] 刘屹,邹依林,胡跃明. 自治飞艇动力学建模及反馈控制. 控制理论及应用, 2010, 27(8):991-1000
- [6] 蔡自立,屈卫东,席裕庚. 带有升降气囊与压块的飞艇动力学建模. 应用数学和力学, 2005, 26(8):979-987
- [7] Alexandra M, José R A. Stability and robustness analysis of the AURORA airship control system using dynamic inversion. In: IEEE International Conference on Robotics and Automation, Barcelona, Spain, 2005:2265-2270
- [8] Bodson M. Evaluation of optimization methods for control allocation. In: AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Montreal, Canada, 2001. 1-15
- [9] 李森,胡军. 基于序列二次规划的推力矢量控制分配方法. 空间控制技术与应用, 2009, 35(4):17-21
- [10] 占正勇,刘林. 多操作面先进布局飞机控制分配技术研究. 飞行力学, 2006, 24(1):13-16
- [11] 朱心中. 基于控制分配的多操纵面飞行器重构控制研究: [硕士学位论文]. 南京:南京航空航天大学, 2011. 8-12
- [12] 曲小宇,章卫国,严 谨等. 不动点法在飞控系统控制分配中的应用. 计算机仿真, 2009, 26(9):66-68
- [13] 王晓亮. 平流层对地观测平台非线性气动力研究: [博士学位论文]. 上海:上海交通大学, 2006:18-24
- [14] Byoung M M, Eung T K, Min J T. Application of control allocation methods to SAT-II UAV. In: AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, San Francisco, USA, 2005. 1-10
- [15] 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
- [16] Barton J B, Aaron J O. Reconfigurable flight control using nonlinear dynamic inversion with a special accelerometer implementation. In: AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Denver, USA, 2000. 1-15
- [17] 郭锁凤,申功璋,吴成富等. 先进飞行控制系统. 北京:国防工业出版社, 2003. 257-263
- [18] 孔德永,吴桂馥. 舵面铰链力矩的估算. 空气动力学学报, 2005, 23(2):263-266

An attitude control allocation algorithm based on ballonet and control surface for stratosphere airships

Meng Meng, Chen Li

(Dept. of Aeronautics and Astronautics, Shanghai Jiaotong University, Shanghai 200240)

Abstract

The ballonets and elevator of a stratosphere airship were adopted as its actuators, and the pitch moment models of the two kinds of actuators were established. A variable-weight incremental pseudo inverse method was proposed based on the traditional weighting pseudo inverse method to optimize the control allocation by using the performance index based weight varying method and realize the actuators' proactive rate constraint by the incremental mode. On account of the operational capacity comparison between the ballonets and the elevator, a variable-weight method correlated with relative controlled variable quadratic sum optimal object was adopted to make the control allocation satisfy the operational capacity of the actuators. After the energy consumption analysis for the two kinds of actuators, a variable-weight incremental pseudo inverse method based on actual energy was proposed to optimize the control allocation adapted to the minimal energy consumption. The simulation results show that regardless of whether the forward speed is high or low, the two kinds of variable-weight methods can get good attitude control effects and the variable-weight method based on actual energy reflects the real energy consumption of an airship better.

Key words: stratosphere airship, ballonet, elevator, the incremental pseudo inverse method with variable weights, control allocation