

非全包裹超空泡航行体建模与姿轨控制

李 洋^{1†}, 刘明雍¹, 杨盼盼², 彭星光¹

(1. 西北工业大学 航海学院, 陕西 西安 710072; 2. 长安大学 电子与控制工程学院, 陕西 西安 710064)

摘要: 针对非全包裹超空泡航行体动力学特性及相关姿轨控制方法尚不清楚等问题, 开展了对非全包裹超空泡航行体姿轨控制研究. 首先对航行体进行受力及空泡外形分析, 并结合空泡轮廓及动量定理对航行体动力学建模; 其次, 设计了以空化器及尾部直接侧向力作为控制输入的超空泡航行体反演变结构控制器, 并对系统未知参数设计了参数自适应律, 对于系统模型中存在的未知干扰项设计了扩展状态观测器(extended state observer, ESO)对其进行估计和补偿; 最后, 将控制输入中的直接侧向力分为可调与不可调两种情况分别进行分析研究, 利用脉宽脉频调制方式(pulse-width pulse-frequency, PWPF)解决直接侧向力不可调的情况下的控制输入调制问题. 仿真结果验证了模型的准确性以及控制器对超空泡航行体稳定航行及跟踪控制的有效性.

关键词: 非全包裹; 超空泡航行体; 扩展状态观测器; 姿轨控制; 自适应; 反演变结构控制; 脉宽脉频调制

中图分类号: TP273

文献标识码: A

Modeling and attitude-orbit control for incomplete-encapsulated supercavitating vehicles

LI Yang^{1†}, LIU Ming-yong¹, YANG Pan-pan², PENG Xing-guang¹

(1. School of Marine Science and Technology, Northwestern Polytechnical University, Xi'an Shaanxi 710072, China;

2. School of Electronic and Control Engineering, Chang'an University, Xi'an Shaanxi 710064, China)

Abstract: For the problem of the dynamic characteristic and the attitude and orbit control method in the state of the incomplete-encapsulated supercavitating, the study on the attitude and orbit control for the incomplete-encapsulated supercavitating vehicle is carried out. Firstly, the forces and the cavity shape are analyzed, and the dynamic modeling of the supercavitating vehicle is combined with the cavity contour and momentum theorem; then a backstepping variable structure controller is designed, and the cavitator and the direct lateral force acting on the tail are used as the control inputs, otherwise, we propose an adaptive law for an unknown parameter of the system, and an extended state observer (ESO) for the unknown disturbance. Finally, in the process of the simulation, the direct lateral force of the control inputs is divided into two situation: adjustable and unadjustable. Then, we use pulse-width pulse-frequency (PWPF) method to deal with the modulation of control inputs. The simulation results show the accuracy of the model and the effectiveness of the proposed controller for the stabilize sailing and tracking control.

Key words: incomplete-encapsulated; supercavitating vehicle; extended state observer; attitude and orbit control; adaptive; backstepping variable structure control; pulse-width pulse-frequency

1 引言(Introduction)

超空泡航行体因其航行状态的特殊性, 吸引了众多研究学者的关注. 利用空泡包裹航行体, 使其与水隔离, 从而达到大幅减阻, 提高航速的效果. 超空泡的存在打破了传统水下航行体的平衡方式, 由于浮力的缺失, 航行体的受力在纵平面内难以达到平衡, 这对航行体纵平面内的姿轨控制带来了极大的挑战^[1].

根据空泡形状的不同可以分为全包裹超空泡与非

全包裹超空泡两大类如图1所示:

1) 全包裹超空泡即空泡完全包裹航行体, 只有头部空化器部分与水接触, 航行体航速一般在75 m/s以上, 该状态下的航行体具有阻力小、航速高、对干扰敏感等特点;

2) 非全包裹超空泡则是空泡提前闭合于航行体尾部, 航行体的空化器及尾部均与水接触, 其航速一般低于70 m/s^[2], 尾部额外受到浮力及机动时造成的

收稿日期: 2016-10-10; 录用日期: 2017-05-09.

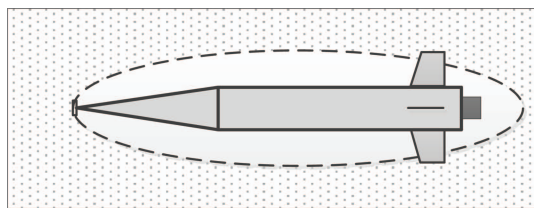
[†]通信作者. E-mail: liyang-116@yeah.net; Tel.: +86 18682961563.

本文责任编辑: 段志生.

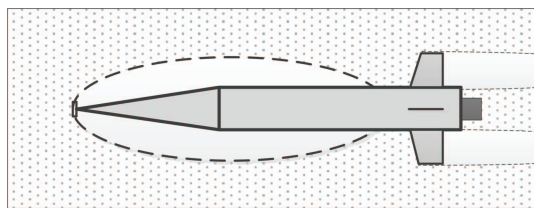
国家自然科学基金项目(51379176, 61473233, 51109179)资助.

Supported by National Natural Science Foundation of China (51379176, 61473233, 51109179)

尾部压差。



(a) 全包裹超空泡航行体



(b) 非完全包裹超空泡航行体

图1 超空泡航行体两种空泡包裹模式

Fig. 1 Two kinds of supercavitation

目前,研究大多集中于全包裹超空泡技术中,尤其针对滑行之力这一复杂的非线性项进行了诸多研究。所谓滑行之力是指全包裹超空泡状态下,航行体尾部一侧刺破空泡,浸入水中,而另一侧还处在空泡当中时,尾部所受到的水动力。此力不仅与航行体浸入水中的深度有关,还与浸入水中的角度有关,因此,众多学者对其开展了多方面的研究。Vanek等^[1]对超空泡航行体纵向动力学模型非线性项里的滑行之力进行重点研究,并通过滚动时域控制对航行体进行了跟踪控制研究。Dzielski等^[3]建立了全包裹超空泡航行体的非线性模型并利用反馈线性化进行处理。Mao等^[4]对超空泡航行体的非线性控制进行了多方面的研究,给出了详细的数学建模方法,并据此分别设计了滑模控制器、准线性参数变化(quasi-linear parameter varying, Quasi-LPV)控制器、高增益观测器以及饱和补偿器,用以解决超空泡航行体航行控制问题。考虑了尾舵效率 n 的不确定性,将其视为未知参量并通过自适应控制的方法实现对超空泡航行体的跟踪控制^[5]。Kirschner等^[6]研究了空泡结构对航行体动力学模型的影响。吕瑞等^[7]在已有纵向动力学模型基础上设计了超空泡航行体运动的鲁棒控制器。Li等^[8]考虑空泡变化的时延效应,并进行了相关试验研究。Kawakami等^[9]通过仿真和试验对不同空化数、弗劳德数等参数对空泡的影响进行了详细的分析研究。Sanabria等^[10]对超空泡航行体的建模、控制分别进行了分析,并搭建了超空泡航行体的半实物仿真平台对理论结果进行验证。

相比之下,目前对非全包裹超空泡的研究还较为欠缺。仅Kim等^[11]将非全包裹超空泡看作是一种过渡阶段,对非全包裹状态下航行体浸入水中的沾湿部分进行了受力分析,并对此状态下的航行体设计了自适

应神经网络控制器实现定值控制。但是该文献中讨论的超空泡航行体带有尾舵,在实际航行过程中尾舵势必也会形成气泡,这点文中并未考虑。Yuan等^[12]对自然空泡的计算流体动力学(computational fluid dynamics, CFD)模型进行了诸多研究,分别对比了不同攻角和空化数下,双空泡型、尾部闭合型以及尾迹闭合型空泡的形态。非全包裹超空泡既是全包裹超空泡从无到空泡完整过程中必然经历的过渡过程,也是一种可以维持航行全过程的独立形态,该过渡阶段的空泡及航行体的稳定性会直接影响空泡的形成及全包裹状态下航行体的稳定性。非全包裹超空泡不仅可以实现中、高速航行,也为水下低速航行体的减阻提供了可行性。只要配合合适的通气控制,就能实现低速航行状态下,以更低的燃料消耗来获得相同的航行速度。然而,空泡外形改变,其动力学特性与全包裹状态下截然不同。该状态下的航行体受力增加了尾部浮力和尾部压差,而不再受滑行之力的影响,跨介质航行状态给航行体的姿轨控制带来更多的挑战,也势必造成针对全包裹超空泡状态所设计的航行体姿轨控制系统不再适用。航行体外形上,尾舵不再适合此类超空泡状态航行,主要原因是一方面此状态下的尾舵也会产生空泡,致使只有尾舵边缘与水接触,其作用效果大大降低;另一方面本文中采用的直接侧向力装置相较尾舵的机械舵面转动要更加高效,其作用力矩大小和频率更易人工调节;再一方面在超空泡航行体的姿轨控制中,对于机动控制起主要作用的是空化器偏角,尾舵只起稳定航行体的作用,对于尾舵的主要功能这一点,可以通过科学的总体设计,利用尾部重心的下移及外型上的调整来达到同样的效果,更多相关内容因为涉及总体结构等知识,不属于本文研究范畴,故不在此赘述。因此,有必要对非全包裹状态下的超空泡航行体进行姿轨控制研究。

本文以非全包裹超空泡航行体为研究对象,设计有头部空化器及尾部的直接侧向力装置作为执行机构,对其进行动力学建模,设计一种反演变结构控制器来完成对航行体的跟踪控制,并对于模型中的未知参量设计了自适应律,对模型中的未知干扰项设计了扩张状态观测器(extended state observer, ESO)对其进行估计和补偿。最后在仿真过程中利用脉宽脉频(pulsewidth pulse-frequency, PWPF)技术,将直接侧向力分为连续可调和不可调两种情况讨论,仿真实验证明该控制器具有较好的控制效果。

2 非全包裹超空泡航行动力学建模 (Dynamic modeling for incomplete-encapsulated supercavitating vehicles)

由于侧向力装置的安装在尾部,在无尾舵的情况下可不考虑直接侧向力所产生的喷流干扰。考虑

到航行体结构涉及到总体设计等相关内容, 为研究问题的需要, 在此做如下假设^[6].

假设航行体上下、左右均为对称体, 无横滚运动, 运动可解耦为纵平面和水平面两个平面运动.

对纵平面运动分析, 非全包裹下超空泡航行体受力如图2所示.

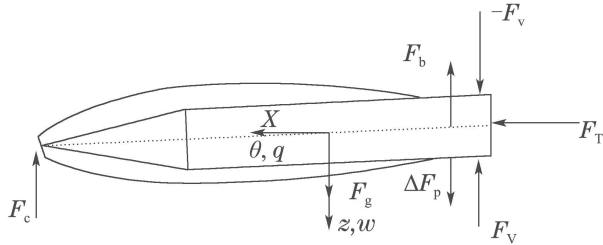


图2 航行体受力分析

Fig. 2 The vehicle force analysis

本文所建立的动力学模型与传统超空泡航行体模型的最大区别在于航行体尾部受力情况的不同. 传统模型中的尾部受力包括尾舵受力、推力及尾部滑翔力, 而本文中的模型尾部受力包括尾部浮力 F_b 、推力 F_T 、直接侧向力 F_v 、流体阻力 F_f 及尾部压差 ΔF_p . 受力的不同造成了两者动力学特性的差异. 除尾部受力外, 航行体受力还包括头部空化器所受流体升力 F_c^x 及阻力 F_c^z 、自身重力 F_g^z . 利用动量方程及角动量方程可以将超空泡航行体的非线性方程描述为

$$\begin{cases} m \begin{bmatrix} \dot{u} + qw - vr \\ \dot{v} + ur - pw \\ \dot{w} + pv - uq \end{bmatrix} = F_T + F_c + F_g + F_w, \\ \begin{bmatrix} J_x \dot{p} + qr(J_z - J_y) \\ J_y \dot{q} + pr(J_x - J_z) \\ J_z \dot{r} + pq(J_y - J_x) \end{bmatrix} = M_c + M_w, \end{cases} \quad (1)$$

其中: (u, v, w) 和 (p, q, r) 分别为速度和角速度在各方向上的分量, (J_x, J_y, J_z) 分别为绕3轴的转动惯量, m 为质量, F_w 为尾部沾湿部分的受力.

记航行体总长度为 L , 俯仰角为 θ , 深度为 z , 航行体的轴向速度 V 为恒定值. 坐标系原点 o 取为重心, 3轴分别为沿航行体发射方向水平的 x 轴、垂直于 x 轴且水平向右的 y 轴及垂直于 xoy 平面竖直向下的 z 轴^[2, 7]. 空化器距离重心的长度为 l_c , 直接侧向力作用点距重心长度为 l_f , 则有^[11]

$$l_c = \frac{17}{28}L, \quad l_f = \frac{11}{28}L. \quad (2)$$

2.1 空泡建模(Modeling for the cavitation)

空泡模型是航行体动力学方程的重要组成部分. 在无浮力作用下, 空泡的轴线与航行体轴线基本重合, 在空泡每一点上的纵截面都是圆形. 空泡的整体形状就是通过对这些包裹航行体的圆截面进行整合而得

到的. 这些圆截面不依赖航行体动力学特性, 仅随时间变化, 从一开始形成并扩大到其最大直径, 然后收缩直至消失. 反映空泡特性的一个重要参数是空化数 σ_c :

$$\sigma_c = \frac{p_\infty - p_c}{0.5\rho V^2}, \quad (3)$$

其中: p_∞ 为静压力, p_c 为空泡内部压力.

空化数涉及到空泡的形状, 当航行体速度较高或者空泡内部压力较大导致空化数较小时, 空泡将会较大, 反之亦然. 空化数在空泡非全包裹情况下比较大, 因此空泡需要一定时间才能达到全包裹的状态. 计算空泡半径的经验公式^[7]如下:

$$r(x_c) = r \left(2 \sqrt{\frac{c_d}{\ln(1/\sigma_c)}} \frac{x_c}{R} - \frac{\sigma_c}{\ln(1/\sigma_c)} \frac{x_c^2}{R^2} \right)^{1/2}, \quad (4)$$

其中: $r(x_c)$ 表示从空化器起始的 x_c 处的空泡半径, r 为空化器半径, c_d 为阻力系数. 图3给出了SavchenKo模型在空化数 $\sigma_c = 0.05, 0.1, 0.2$ 情况下空泡的轮廓形状. 取 $k_r = r(x_c)/r$, $k_L = L_c/L$, L_c 表示空泡长度.

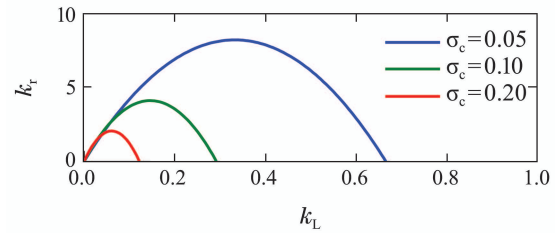


图3 不同空化数下的空泡轮廓

Fig. 3 Cavity profile according to the varying cavitation numbers

2.2 空化器受力(The forces acting on the cavitator)

当空化器偏转时, 示意图如图4所示. 作用于空化器上的流体动力可分解为沿 x 轴方向的 F_c^x 以及沿 z 轴方向的 F_c^z 分别为

$$F_c^x = -L_c \sin(\delta_c - \alpha) - D_c \sin(\alpha - \delta_c), \quad (5)$$

$$F_c^z = -\frac{1}{2} 0.82 \rho S_c V^2 (1 + \sigma) \left(\frac{w}{V} - \frac{l_c q}{V} + \delta_c \right), \quad (6)$$

其中: α 为航行体攻角, δ_c 为空化器偏角, ρ 为流体密度, S_c 为空化器横截面积, L_c 和 D_c 分别表示流体作用于空化器上的升力及阻力:

$$\begin{cases} L_c = \frac{1}{2} \rho V^2 S_c c_{l_c} = \\ \frac{1}{2} \rho V^2 S_c 0.82 (1 + \sigma) \cos(\alpha + \delta_c) \sin(\alpha + \delta_c), \\ D_c = \frac{1}{2} \rho V^2 S_c c_{d_c} = \\ \frac{1}{2} \rho V^2 S_c 0.82 (1 + \sigma) \cos^2(\alpha + \delta_c). \end{cases} \quad (7)$$

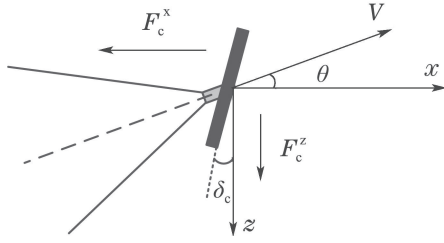


图4 空化器示意图

Fig. 4 Cavitator

2.3 重力(The gravity)

忽略燃料消耗而产生的航行体质量改变,重力方向沿 z 轴方向,其表达式为

$$\begin{aligned} F_g^x &= -mg \sin \theta, \\ F_g^z &= mg \cos \theta. \end{aligned} \quad (8)$$

2.4 沾湿尾部受力(The forces acting on the wetted afterbody)

因为空泡的非完全包裹,导致航行体尾部有部分浸入水中,该部分主要受到3种力,分别为浮力 F_b ,尾部压差 ΔF_p 和流体阻力 F_f .如图5所示.

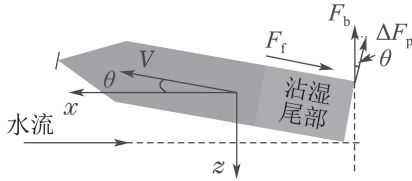


图5 沾湿尾部受力

Fig. 5 Forces acting on the wetted body

尾部浸入水中的体积可以根据空泡的外形计算得到,尾部所受浮力计算公式为

$$F_b^z = -\rho v g, \quad (9)$$

其中 v 表示尾部浸入水中的体积.

尾部阻力主要是流体粘性阻力,作用在沾湿尾部的流体阻力表达式为

$$\begin{aligned} F_f &= \frac{1}{2} \rho S_f V^2 C_f, \\ C_f &= \frac{0.075}{(\log_{10} Re - 2)^2}, \end{aligned} \quad (10)$$

其中: F_f 表示的是作用在沾湿尾部的流体粘性阻力的大小,方向与航行体前向速度方向相反, Re 为雷诺数.

尾部压差主要是由机动时尾部与水接触的角度及截面积不同造成,经验公式计算^[5]:

$$\Delta F_p = -\frac{1}{2} \mu \rho V^2 S_f c_{lf} \cos \theta, \quad (11)$$

其中: S_f 为受力面的最大横截面积, c_{lf} 为升力系数, μ 为效率系数.考虑到 μ 的物理意义,其大小应在 $(0, 1)$ 范围内.此处的压差不同于全包裹超空泡中的尾部滑力,尾部压差来源于航行体机动时,全部浸入水中

的航行体尾部所受到的流体动力.因在航行体发生机动时,空泡包裹长度变化无法测量,故加入效率系数 μ 来表征公式(11)的使用效率,由于该参数无法实际测量,本文设计采用自适应算法估计其值大小.

本文研究中忽略速度变化,不考虑空泡的记忆效应,认为推力和阻力保持平衡^[6-9],由于空泡的存在,使得航行体轴线方向基本与速度方向一致,攻角可忽略不计.超空泡航行体与传统鱼雷最大的区别就体现在纵平面的动力学上,传统鱼雷没有空泡包裹,全部浸入水中,使其受到浮力,粘性阻力等流体作用力,而超空泡航行体因其被空泡包裹致使其所受浮力和粘性阻力均大幅降低,在重力同样存在的情况下,如何同样实现航行体的航行稳定性及有效机动是该方向的研究重点,在只考虑纵平面的情况下,可以得到如下二维纵向动力学方程:

$$\begin{cases} m(\dot{w} - uq) = F_c^z + F_g^z + F_v^z + F_b^z + \Delta F_p^z, \\ J_y \dot{q} = F_c^z l_c + F_v^z l_f + F_b^z l_f + \Delta F_p^z l_f, \end{cases} \quad (12)$$

其中 J_y 表示 y 轴方向上的转动惯量.

在文献[3-6]模型基础上,考虑超空泡航行体的涉及诸多不确定因素,同时也将模型不确定性作为外部干扰的一种进行考虑.建立非全包裹超空泡航行体动力学模型如下:

$$\begin{cases} \dot{z} = w - V\theta, \\ \dot{\theta} = q, \\ \begin{bmatrix} \dot{w} \\ \dot{q} \end{bmatrix} = A_3^* \begin{bmatrix} z \\ \theta \end{bmatrix} + A_4 \begin{bmatrix} w \\ q \end{bmatrix} + Bu + F^* + d(t), \end{cases} \quad (13)$$

其中:

$$\begin{aligned} A_3^* &= \begin{bmatrix} 0 & \mu \frac{K_2}{m} \\ 0 & \mu \frac{K_2 L_f}{m J_y} \end{bmatrix}, \quad A_4 = \begin{bmatrix} -\frac{K_1}{mV} & \frac{K_1 L_c + mV^2}{mV} \\ -\frac{K_1 L_c}{V J_y} & -\frac{K_1 L_c^2}{V J_y} \end{bmatrix}, \\ B &= \begin{bmatrix} -\frac{K_1}{m} & \frac{1}{m} \\ \frac{K_1 L_c}{J_y} & \frac{L_f}{J_y} \end{bmatrix}, \quad F^* = \begin{bmatrix} g + \frac{1}{m} F_b \\ \frac{F_b L_f}{J_y} \end{bmatrix}, \\ K_1 &= \frac{0.82}{2} \rho V^2 S_c (1 + \sigma), \quad K_2 = \frac{1}{2} \rho V^2 S_f c_{lf}, \end{aligned}$$

$d(t)$ 为未知干扰项,主要考虑范数有界的干扰信号,包括系统未建模动态的等效干扰、模型不确定性、洋流、气泡扰动以及仪器仪表的随机噪声等.

3 自适应反演变结构控制器设计(Adaptive backstepping variable structure controller design)

对于非全包裹超空泡航行体的复合控制,是一个涉及多参量、多输入多输出的复杂控制系统,由于空

泡提前闭合, 导致航行体处于跨介质航行状态, 受力更加复杂, 不同受力之间又存在一定的耦合关系, 这都给系统实现姿轨控制增加了困难. 直接对该复杂系统进行分析或控制器设计势必会因计算繁杂而难以进行, 反演控制的设计方法对非匹配问题有良好的效果, 可以有效地简化问题^[13], 但是, 传统的反演控制方法无法保证鲁棒性. 滑模变结构控制方法由于可以对滑动模态进行设计且与对象参数及扰动无关, 因此具有对参数变化及扰动不敏感等特性^[14]. 为此, 本文通过引入滑模项来克服干扰, 保证控制器的鲁棒性^[13-15]. 对于含有不确定项系统采用自适应的方法求出合理的参数值^[16]. 对于系统中的未知干扰项, 设计了ESO对干扰进行观测和补偿.

选取深度 z 、俯仰角 θ 、纵向线速度 w 、纵向角速度 q 为状态变量, 空化器偏转角 δ_c 及直接侧向力 F_v 作为系统输入, 为控制器算法表述, 将系统模型(13)改写为

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = A_1 x_1 + A_2 x_2, \\ \dot{x}_2 = A_3^* x_1 + A_4 x_2 + Bu + F^* + d(t), \end{cases} \quad (14)$$

其中:

$$x_1 = [z \ \theta]^T, \ x_2 = [w \ q]^T, \ A_1 = \begin{bmatrix} 0 & -V \\ 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$A_2 = I_2, \ A_3^* = \mu A_3, \ u = [\delta_c \ F_v]^T,$$

且 B 非奇异.

设跟踪指令为 x_d , 跟踪误差为 $e_1 = x_1 - x_d$, 则有 $e_1 = [e_z \ e_\theta]^T$, 对 e_1 求导得

$$\dot{e}_1 = A_1 x_1 + x_2 - \dot{x}_d. \quad (15)$$

定义 $x_2 = e_2 + \dot{x}_d - c_1 e_1 - A_1 x_d$, 其中 $c_1 \in \mathbb{R}^2$ 且非负, e_2 为虚拟控制项, 有

$$e_2 = x_2 - \dot{x}_d + c_1 e_1 + A_1 x_d. \quad (16)$$

根据式(15)–(16)可得

$$\begin{aligned} \dot{e}_1 &= A_1 x_1 + x_2 - \dot{x}_d = \\ &= A_1 e_1 + e_2 - c_1 e_1. \end{aligned} \quad (17)$$

利用反演思想, 定义第1个Lyapunov函数

$$V_1 = \frac{1}{2} e_1^T e_1. \quad (18)$$

对 V_1 求导, 结合式(17)可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= e_1^T \dot{e}_1 = \\ &= e_1^T (A_1 e_1 + e_2 - c_1 e_1) = \\ &= e_1^T A_1 e_1 + e_1^T e_2 - e_1^T c_1 e_1. \end{aligned} \quad (19)$$

令 $c_1 = A_1$, 由 A_1 各项元素可知, c_1 满足非负条件, 则上式可进一步化简为

$$\dot{V}_1 = e_1^T e_2. \quad (20)$$

设计线性切换面函数为^[6]

$$S = \begin{bmatrix} s_1 \\ s_2 \end{bmatrix} = H e_1 + e_2, \quad (21)$$

其中 H 为滑动模态参数矩阵, 且正定.

将深度值 z 、俯仰角 θ 作为输出变量, 设计与其相关的切换函数有

$$\begin{aligned} s_1 &= \dot{e}_z + \lambda_1 e_z, \\ s_2 &= \dot{e}_\theta + \lambda_2 e_\theta, \end{aligned} \quad (22)$$

其中 λ_1 和 λ_2 是保证上式为Hurwitz的设计参数.

综合式(21)–(22)可进一步得到

$$\begin{aligned} s_1 &= w - V\theta + \lambda_1 e_z, \\ s_2 &= q + \lambda_2 e_\theta, \end{aligned} \quad (23)$$

可推出

$$H = \begin{bmatrix} \lambda_1 & -V \\ 0 & \lambda_2 \end{bmatrix}. \quad (24)$$

由于 $H > 0$, 当 $S = 0$ 时, $\lim_{t \rightarrow \infty} e_1 = 0$, $\lim_{t \rightarrow \infty} e_2 = 0$, 且满足 $\dot{V}_1 \leq 0$.

由式(22)–(24)可推出切换函数表达式为

$$S = H e_1 + e_2 = \begin{bmatrix} \lambda_1 & -V \\ 0 & \lambda_2 \end{bmatrix} e_1 + \dot{e}_1. \quad (25)$$

考虑自适应参数 μ 的误差 $\tilde{\mu} = \mu - \hat{\mu}$, 且 $\hat{\mu}$ 为 μ 的估计值, 定义第2个Lyapunov函数:

$$V_2 = V_1 + \frac{1}{2} S^T S + \frac{1}{2\gamma} (\mu - \hat{\mu})^2, \quad (26)$$

其中 $\gamma > 0$.

对 V_2 求导

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &= \dot{V}_1 + S^T \dot{S} + \frac{1}{\gamma} \dot{\hat{\mu}} \tilde{\mu} = \\ &= e_1^T e_2 + S^T [H e_2 + \hat{\mu} A_3 (e_1 + x_d) + A_4 (e_2 + \\ &\quad \dot{x}_d - c_1 e_1 - A_1 x_d) + Bu + F^* + d(t) - \ddot{x}_d + \\ &\quad c_1 \dot{e}_1 + A_1 \dot{x}_d] - \frac{1}{\gamma} \tilde{\mu} [\dot{\hat{\mu}} - S^T A_3 (e_1 + x_d)]. \end{aligned} \quad (27)$$

据此, 设计控制器为

$$\begin{aligned} u &= -B^{-1} \{ H e_2 + \hat{\mu} A_3 (e_1 + x_d) + A_4 (e_2 + \\ &\quad \dot{x}_d - c_1 e_1 - A_1 x_d) + F^* + d(t) - \ddot{x}_d + \\ &\quad c_1 \dot{e}_1 + A_1 \dot{x}_d + e_1 + h[S + \beta \text{sgn } S] \}, \end{aligned} \quad (28)$$

其中: $h \in \mathbb{R}^+$, $\beta \in \mathbb{R}^+$.

自适应项设计为

$$\dot{\hat{\mu}} = S^T A_3 (e_1 + x_d), \quad (29)$$

同时, 假设 μ 的范围是 $[a, b]$ 已知(在考虑其物理意义的情况下是合理的). 由此即可得到参数 μ 的自适应估计值.

由于干扰无法测量,采用ESO实现对未知干扰的估计,将 $d(t)$ 视为扩展状态,则有

$$\dot{x}_2 = A_3 x_1 + A_4 x_2 + Bu + F^* + x_3, \quad (30)$$

$$\dot{x}_3 = w(t), \quad (31)$$

其中 x_3 为干扰的扩展状态.

采用如下二阶形式的ESO^[17-20]:

$$\begin{cases} E_1 = Z_1 - x_2, \\ \dot{Z}_1 = Z_2 + A_3 x_1 + A_4 x_2 + Bu + F^* - \beta_1 E_1, \\ \dot{Z}_2 = -\beta_2 \text{fal}(E_1, \alpha_1, \epsilon), \end{cases} \quad (32)$$

其中: Z_1, Z_2 分别为观测器输出, E_1 为对 x_2 的估计误差, β_1, β_2 为观测器增益. 注意到ESO中的变量均为二维向量, 故函数 $\text{fal}(E_1, \alpha_1, \epsilon)$ 定义为

$$\text{fal}(E_1, \alpha_1, \epsilon) = \begin{bmatrix} \text{fal}_1(E_1, \alpha_1, \epsilon) \\ \text{fal}_2(E_1, \alpha_1, \epsilon) \end{bmatrix}, \quad (33)$$

其中:

$$\text{fal}_i(E_1, \alpha_1, \epsilon) = \begin{cases} |E_1 i|^{\alpha_1} \text{sgn}(E_1 i), & |E_1 i| > \epsilon, \\ E_1 i / \epsilon^{1-\alpha_1}, & |E_1 i| \leq \epsilon, \end{cases} \quad (34)$$

其他参数的一般选择规律为 $\beta_1 > 0, \beta_2 > 0, 0 < \alpha_1 < 1, \epsilon > 0$. 由上述公式可以看出, 通过选择合适的参数, 观测器的估计误差 $|d(t) - Z_2|$ 可以任意小. 用 Z_2 代替控制律 $u(28)$ 中的 $d(t)$ 即可得到基于ESO的自适应反演变结构控制器:

$$\begin{aligned} u = & -B^{-1} \{ H e_2 + \hat{\mu} A_3 (e_1 + x_d) + A_4 (e_2 + \dot{x}_d - \\ & c_1 e_1 - A_1 x_d) + F^* + Z_2 - \ddot{x}_d + c_1 \dot{e}_1 + \\ & A_1 \dot{x}_d + e_1 + h[S + \beta \text{sgn } S] \}. \end{aligned} \quad (35)$$

稳定性证明. 将控制输入(35)及自适应项(29)代入式(27)中化简得

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 = & \dot{V}_1 + S^T \dot{S} + \frac{1}{\gamma} \dot{\hat{\mu}} \hat{\mu} = \\ & e_1^T e_2 + S^T (-e_1 - hS - \beta \text{sgn } S + d(t) - Z_1) = \\ & e_1^T (S - H e_1) - S^T e_1 - h S^T S - S^T \beta \text{sgn } S - \\ & S^T (Z_1 - d(t)) = \\ & -e_1^T H e_1 - h S^T S - (S^T e_1 - e_1^T S) - \\ & S^T [\beta \text{sgn } S - (Z_1 - d(t))], \end{aligned} \quad (36)$$

其中: $|S^T|_1$ 表示为 S^T 的1范数, 且由误差项 e_1 和切换函数 S 维数可知 $S^T e_1 = e_1 S^T$, 且当设计的ESO可实现对干扰精确估计, 使得估计误差 $|Z_1 - d(t)|$ 在足够小的范围内, 即满足 $S^T [\beta \text{sgn } S - (Z_1 - d(t))] = \Delta \geq 0$. 因此, 上式可整理成

$$\dot{V}_2 = -e_1^T H e_1 - h S^T S - \Delta \leq 0. \quad (37)$$

由系统模型(13)可知, 存在不确定参数, 该系统为

非自治系统.

由 $\dot{V}_2 \leq 0$, 可知 $V_2(t) \leq V_2(0)$, 可知参数 V_1, S, μ, e, Δ 都是有界的. 对 $\dot{V}_2$ 求导有

$$\ddot{V}_2 = -e_1^T (H + H^T) e_1^T - h S^T \dot{S} - \dot{\Delta}. \quad (38)$$

可知 $\ddot{V}_2$ 有界, 则 $\dot{V}_2$ 对时间是一致连续的. 由Barbalat引理, 当 $t \rightarrow \infty, \dot{V}_2 \rightarrow 0$. V_2 满足李雅普诺夫定理, 系统渐近稳定. 由以上推导可知, 各个状态变量在闭环系统基于反演变结构控制器可实现跟踪控制.

由于控制律(35)是不连续函数, 为防止出现抖振现象, 采用新型动态边界层饱和函数 $\text{sat}(s)$ 代替符号函数 $\text{sgn } s$ ^[21]

$$\text{sat}(s) = \begin{cases} \frac{s}{\phi(\xi)}, & |s| \leq \phi(\xi), \\ \text{sgn } s, & |s| > \phi(\xi), \end{cases} \quad (39)$$

其中: ξ 为接近角, 是系统状态轨迹与切换平面之间的夹角, 随系统状态轨迹接近切换平面而减小, $\phi(\xi)$ 是以 ξ 为变量的单调递增函数.

传统的饱和函数法的主要缺陷在于影响了系统的渐近稳定性, 只能将系统状态轨迹控制在以 $|\phi|$ 为厚度的边界层内, 不能收敛到切换平面上. 为了改善饱和函数的抖振抑制效果, 同时不影响系统稳定性, 提出了一种动态边界层饱和函数法, 采用连续可变的 $|\phi(\cdot)|$, 使边界层厚度随系统状态轨迹的收敛而变窄, 并最终与切换平面重合.

4 仿真验证(Simulation verification)

为验证控制器的控制效果及自适应律的正确性, 对系统进行仿真验证分析. 仿真验证可分为3部分: 第1部分是对设计的ESO进行仿真测试, 第2部分是零输入下的初始状态响应, 该部分仿真主要为了验证系统模型的准确性, 是否能够准确体现非全包裹超空泡的动力学特性; 第3部分是任意曲线跟踪控制响应, 这部分主要为了验证控制器的有效性, 以及直接侧向力在可调与不可调两种情况下所造成的系统动态响应的异同.

控制器参数取 $h = 1, \beta = 0.01, \lambda_1 = \lambda_2 = 1$. 扩展状态观测器参数取 $\beta_1 = 10, \beta_2 = 8, \alpha_1 = 0.22, \epsilon = 0.1$. 其余系统参数与文献[12]相同, 具体为重力加速度 $g = 9.81 \text{ m/s}^2$, 空化器半径 $r = 0.019 \text{ m}$, 航行体半径 $R = 0.05 \text{ m}$, 航行体总长 $L = 1.8 \text{ m}$, 速度 $V = 50 \text{ m/s}$, 空化数 $\sigma = 0.03$, 未知参数 $\mu \in (0, 1)$.

4.1 扩展状态观测器性能测试(Extended state observer performance test)

为了验证上文中所设计的ESO的有效性, 对其进行设定干扰估计, 将未知干扰设置为类 S 函数, 观测器估计效果如图6, 估计误差如图7所示. 由系统维数可知干扰 $d(t) = [d_1(t) \ d_2(t)]^T$, 仿真中令 $d_1(t) = d_2(t)$.

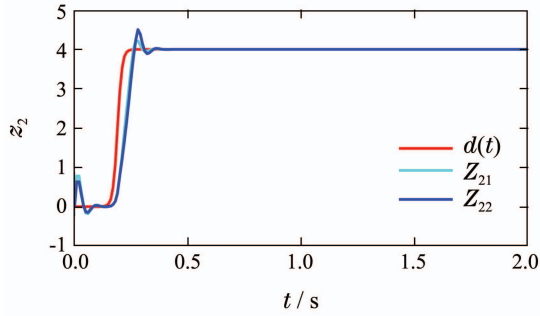


图6 基于ESO的干扰估计

Fig. 6 Estimation of disturbances via ESO

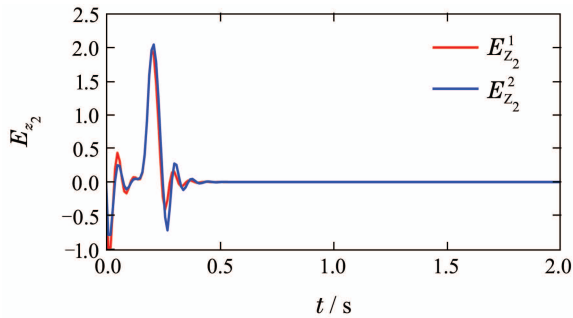


图7 估计误差

Fig. 7 Estimation errors

由图6可以看出设计的ESO估计性能良好,能较好地估计出干扰项,有利于提高控制器的跟踪控制性能。图7表示的是ESO的估计误差,可以看到,误差在0.4s以后均可收敛到0,保证了系统的稳定性。

为了进一步验证ESO的有效性,设计仿真实验对存在干扰下的系统跟踪控制效果进行验证。

由图8中可以明显看出,在有ESO作用下的控制器控制效果良好,可以将跟踪控制误差收敛至0,而没有

ESO作用的控制器无法很好的跟踪设定信号,与设定信号之间一直存在较大误差。由于本小节对ESO的有效性进行了验证,在接下来的仿真中只考虑理想情况下的系统响应。

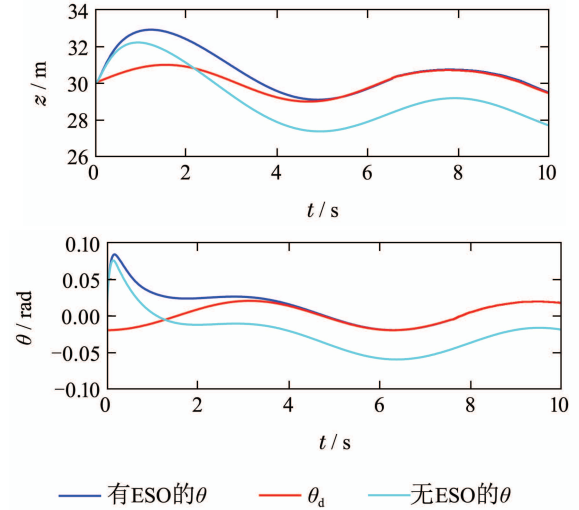


图8 ESO对跟踪控制的影响

Fig. 8 The impact of ESO on tracking control

4.2 初始状态响应仿真(The simulation of initial state response)

初始状态设置为 $z = 0$, $\theta = 0$, $w = 2$, $q = 0.2$, 执行机构中的空化器偏转极限为 25° [4], 假设直接侧向力幅值可调。

图9表示的是状态变量 $[z \ \theta \ w \ q]^T$ 、控制输入 $[\delta_c \ F_v]^T$ 、自适应参数 μ 和尾部压差 ΔF_p 在系统初始状态通过反演变结构控制器作用下的变化情况。

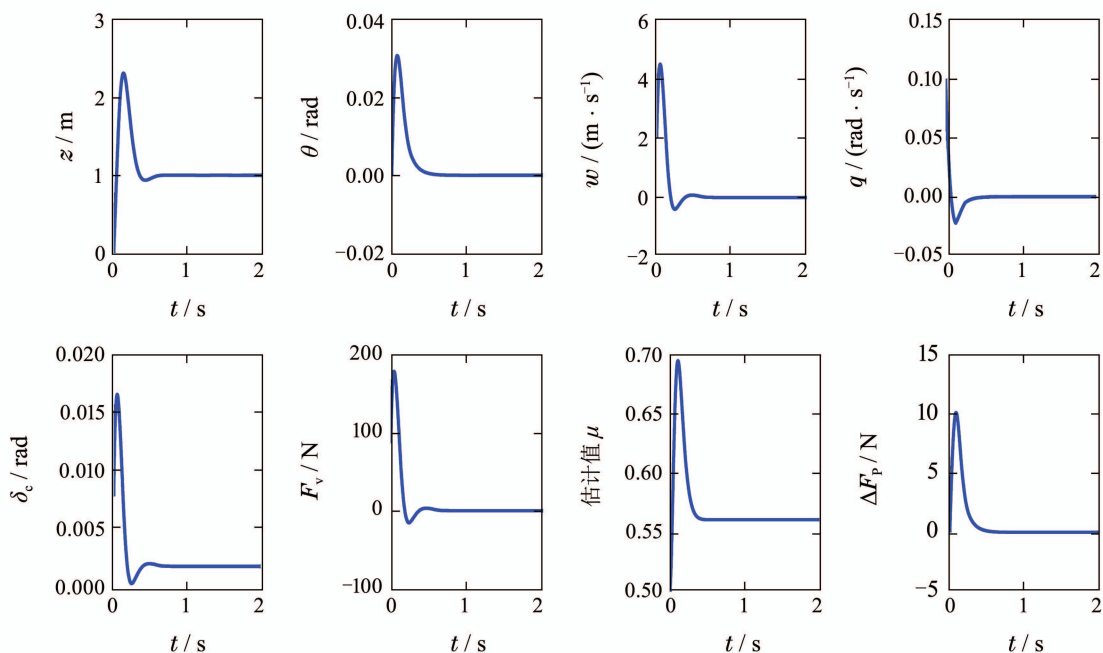


图9 初始状态响应

Fig. 9 Initial state response

各状态变量初期会有小幅波动,但是很快便趋于0,说明控制器的控制效果较好,能够在较短时间内使系统趋于稳定.虽然在较短时间内 $F_v \rightarrow 0$,但是空化器偏角最终稳定在一个较小的非0值处,即系统存在非零平衡参数,这也与实际的物理情况相吻合.在实际的水平直航过程中,空化器也需要有一定的偏角来产生支撑航行体头部重量的力和力矩,使航行体达到受力平衡.

从自适应参数 μ 的曲线可以明显看出, μ 值未超出其范围,充分说明本文所设计的自适应律是有效的.尾部压差 ΔF_p 只出现在初期的调整阶段,并且在短时间内 $\Delta F_p \rightarrow 0$,其幅值也较小.该仿真结果充分验证了所建模型的准确性及控制器的有效性.

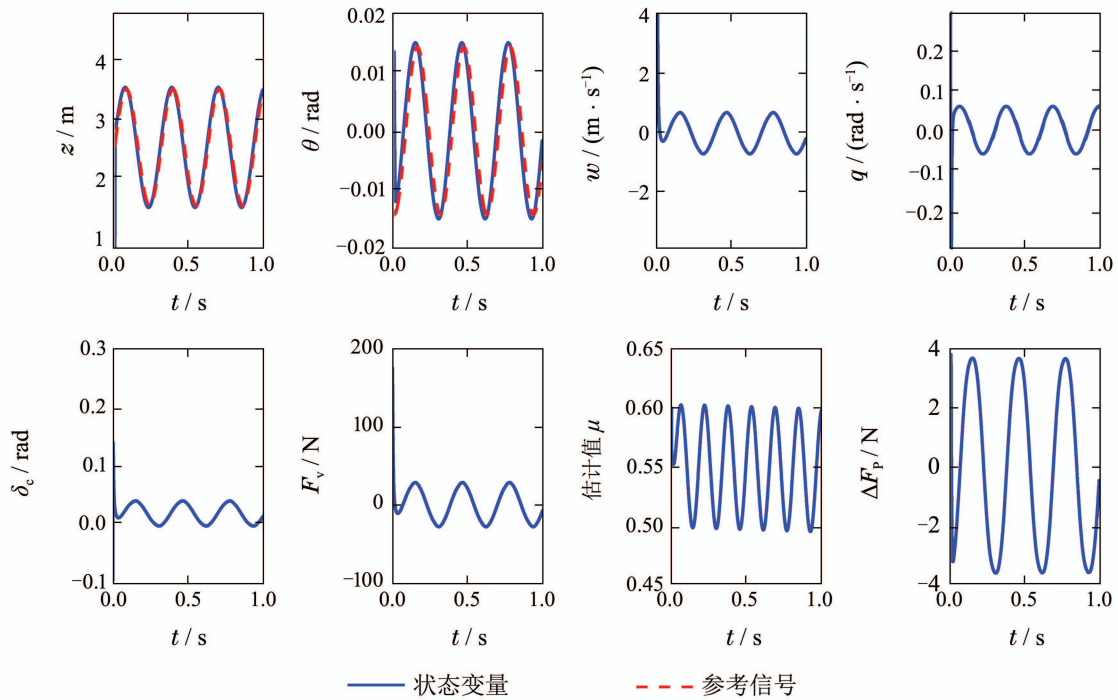


图10 可调 F_v 情况下的跟踪控制响应

Fig. 10 Tracking control response in the situation of the adjustable F_v

由图10可以看出,在控制器作用下,系统各状态变量均取得良好的跟踪控制效果,在保证系统响应快速性的同时,有效降低了超调量.从控制输入 δ_c 和 F_v 曲线可以注意到,控制输入 δ_c 虽然存在波动,但是波动范围大致在 $[0, 0.15)$ 以内,而不是类似 F_v 曲线有正有负.造成这一现象的原因是,当空化器偏角降到0时,升力也为0,航行体在重力作用下发生向下偏转,因此在小幅波动情况下, δ_c 有可能均大于0.未知参数 μ 在其幅值范围内,而且估计值也存在波动,这说明尾部压差在机动情况下的效率是时变的.

4.3 任意曲线跟踪控制响应仿真(The simulation of any curve tracking control response)

4.3.1 直接侧向力可调情况 (Adjustable direct lateral force)

假设直接侧向力 F_v 幅值连续可调,虽然这与现实情况不太相符,但却能很好地反映部分系统的动力学特性,故先对直接侧向力可调情况进行研究.为了检验控制器的跟踪控制效果,将参考信号设置为

$$\begin{aligned} z_r &= 2.5 + \sin t, \\ \theta_r &= -\frac{1}{V} \dot{z}_r. \end{aligned} \quad (40)$$

深度及俯仰角的参考信号均为正弦曲线^[5],仿真结果如图10所示.

4.3.2 直接侧向力不可调情况(Unadjustable direct lateral force)

连续可调的直接侧向力实际应用存在一定的困难,容易造成喷口的污染,影响阀门的气密性并加重泄漏问题.为解决这一问题,实际应用中采用的多是脉冲发动机产生的开关型推力^[22].因此,对直接侧向力不可调情况下的姿轨控制研究更符合实际情况.其中研究的重点在于如何通过脉冲调制,将连续量转化为离散脉冲.本文采用脉冲调宽调频调制器(PWPF),它是由一阶惯性环节,继电器的滞回特性环节以及反馈回路组成^[23],使得输出脉冲不仅

与输入信号幅值有关, 还与其变化速度有关, 具有较大的可控范围, 脉冲调制技术的理论基础是动量等价原理, 即作用力和作用时间的乘积与连续直接侧向力的情况是基本一致的, 因此并不影响系统的稳定性, 故在仿真部分提出PWPF的应用, 而没有在控制器设计部分提出. PWPF的基本原理见图11.

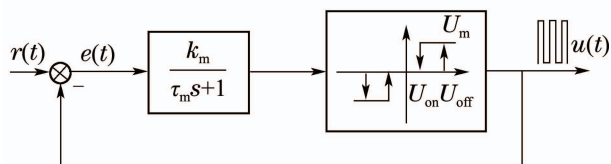


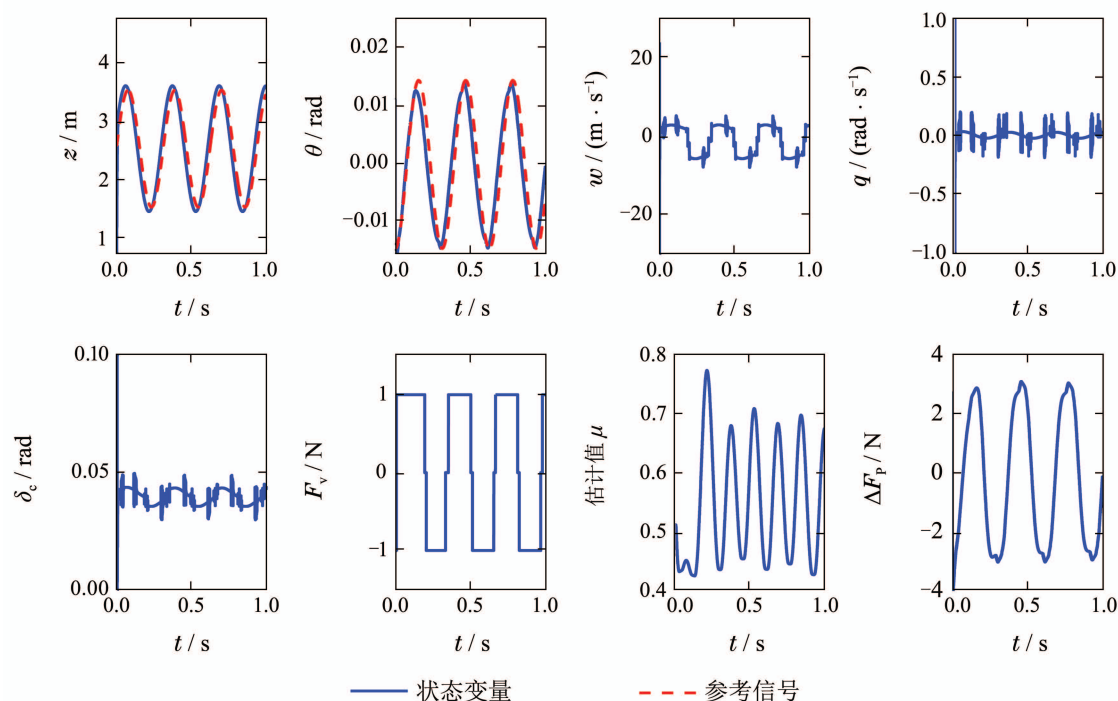
图 11 PWPF基本原理框图

Fig. 11 The basic principle diagram of PWPF

图11中: k_m , τ_m 分别为一阶惯性环节的比例系数和时间常数; U_{on} , U_{off} 分别为继电器的开关阈值; U_m 为脉冲幅值, 通常取1, 表示无量纲输出. 仿真验证时, 取经验参数

$$k_m = 10, \tau_m = 0.3, U_{on} = 0.6, U_{off} = 0.2.$$

在仿真实验过程中, 发现直接侧向力的峰值设置为20~100 N都可以实现系统的稳定性, 但是, 峰值设置为20 N时其作用较为频繁, 不易表现其作用规律, 峰值设置为100 N时, 其作用又过少, 不具有代表性, 当峰值设置为50 N时, 其作用次数, 表现效果均较好, 因此将脉冲幅值表示为 $F_a = 50$ N. 仿真结果如图12所示.

图 12 不可调 F_v 情况下的跟踪控制响应Fig. 12 Tracking control response in the situation of the unadjustable F_v

由图12可以看出, 航行体的深度 z 和俯仰角 θ 都能快速跟踪设定信号, 验证了控制器的有效性; 与图7相比, 图12中的纵向速度 w 及俯仰角速度 q 的变化加快, 其中, 图10中的 w 的响应为普通的正弦曲线, 而在图12中则变成近似方波状, 且对应深度 z 变化的转折点处, 纵向速度 w 存在小幅波动随后迅速衰减.

在图10中俯仰角速度 q 的响应与纵向速度 w 类似, 均为正弦曲线, 但在图12中 q 与 w 差距较大, 在直接侧向力 F_v 发生改变的每一个临界点, q 的变化均为跳变, 这是因为, 直接侧向力 F_v 作用的瞬间, 首先影响到的就是航行体的俯仰角速度 q , 在航行体轴向

速度和俯仰角变化的共同作用下, 才使得纵向速度发生改变. 两个控制输入的曲线也有较大变化, 其中的直接侧向力 F_v 由近似正弦曲线经过调制后变成脉宽可调的脉冲形式, 而空化器偏角 δ_c 曲线也类似俯仰角速度 q 曲线, 存在较多的小幅波动, 这也是因为在PWPF调制后的 F_v 的作用下, 状态变量的响应速度加快的同时, 也带来了状态值的抖动, 迫使空化器为了保持系统稳定而产生小范围调整. 此外, 由自适应参数 μ 的曲线可知, 随着状态变量的改变, 其值也在不断变化. 尾部压差 ΔF_p 随状态变量的突变而产生, 从图10和图12中可以看出, 两种情况下 ΔF_p 差距不大.

5 结论(Conclusions)

本文针对非全包裹超空泡航行体的姿轨控制问题,将该状态下的航行体作为研究对象,对其动力学特性进行分析,在建立数学模型的基础上设计了自适应反演变结构控制实现航行器的姿轨控制.在控制器设计过程中针对系统未知参数通过自适应算法估计参数值,对系统模型中存在的未知干扰设计了扩展状态观测器进行估计,由仿真结果可以得出如下结论:

1) 自适应与反演变结构方法的结合在保证系统鲁棒性的同时也增加了控制算法在系统含有未知参数时的适应性.

2) 文中所建立的非全包裹超空泡航行体动力学模型能准确地反映系统的动力学特性.

3) 设计的扩展状态观测器可以有效的对未知干扰进行观测并予以补偿,使系统能够抗干扰的同时也保证了系统稳定性.

4) 不可调直接侧向力可以有效提高系统响应速度,但也会增加系统的小幅抖动.

参考文献(References):

- [1] VANEK B, BOKOR J, BALAS G J, et al. Longitudinal motion control of a high-speed supercavitation vehicle [J]. *Journal of Vibration and Control*, 2007, 13(2): 159 – 184.
- [2] ZOU W, YU K, ARNDT R. Modeling and simulations of supercavitating vehicle with planing force in the longitudinal plane [J]. *Applied Mathematical Modelling*, 2015, 39(19): 6008 – 6020.
- [3] DZIELSKI J E. Longitudinal stability of a supercavitating vehicle [J]. *IEEE Journal of Oceanic Engineering*, 2011, 36(4): 562 – 570.
- [4] MAO X, WANG Q. Nonlinear control design for a supercavitating vehicle [J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2009, 17(4): 816 – 832.
- [5] MAO X, WANG Q. Adaptive control design for a supercavitating vehicle model based on fin force parameter estimation [J]. *Journal of Vibration and Control*, 2015, 21(6): 1220 – 1233.
- [6] KIRSCHNER I N, KRING D C, STOKES A W, et al. Control strategies for supercavitating vehicles [J]. *Journal of Vibration and Control*, 2002, 8(2): 219 – 242.
- [7] LV Rui. *Research on dynamic modeling and robust control of supercavitating vehicle during attitude maneuver* [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2010.
(吕瑞. 超空泡航行体动力学建模与姿态机动鲁棒控制方法研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2010.)
- [8] LI D, LUO K, HUANG C, et al. Dynamics model and control of high-speed supercavitating vehicles incorporated with time-delay [J]. *International Journal of Nonlinear Sciences and Numerical Simulation*, 2014, 15(3): 221 – 230.
- [9] KAWAKAMI E, ARNDT R E A. Investigation of the behavior of ventilated supercavities [J]. *Journal of Fluids Engineering*, 2011, 133(9): 091305.
- [10] SANABRIA D E, BALAS G, ARNDT R. Modeling, control, and experimental validation of a high-speed supercavitating vehicle [J]. *IEEE Journal of Oceanic Engineering*, 2015, 40(2): 362 – 373.
- [11] KIM S, KIM N. Neural network-based adaptive control for a supercavitating vehicle in transition phase [J]. *Journal of Marine Science and Technology*, 2015, 20(3): 454 – 466.
- [12] YUAN X, XING T. Hydrodynamic characteristics of a supercavitating vehicle's aft body [J]. *Ocean Engineering*, 2016, 114: 37 – 46.
- [13] MAO X, WANG Q. Delay-dependent control design for a time-delay supercavitating vehicle model [J]. *Journal of Vibration and Control*, 2011, 17(3): 431 – 448.
- [14] ZHU Z, XIA Y, FU M. Adaptive sliding mode control for attitude stabilization with actuator saturation [J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2011, 58(10): 4898 – 4907.
- [15] XIA Y, LU K, ZHU Z, et al. Adaptive backstepping sliding mode attitude control of missile systems [J]. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 2013, 23(15): 1699 – 1717.
- [16] SUN Yong, ZHANG Weiguo, ZHANG Meng. Adaptive sliding mode high maneuvers flight control based on backstepping procedure [J]. *Control and Decision*, 2011, 26(9): 1377 – 1381.
(孙勇, 章卫国, 章萌. 基于反步法的自适应滑模大机动飞行控制 [J]. 控制与决策, 2011, 26(9): 1377 – 1381.)
- [17] XIA Y, ZHU Z, FU M, et al. Attitude tracking of rigid spacecraft with bounded disturbances [J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2011, 58(2): 647 – 659.
- [18] CHEN W H, YANG J, GUO L, et al. Disturbance-observer-based control and related methods and overview [J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2016, 63(2): 1083 – 1095.
- [19] HOU Delong, WANG Qing, WANG Tong, et al. Disturbance rejection sliding mode control of hypersonic vehicle based on backstepping method [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2014, 40(1): 80 – 85.
(后德龙, 王青, 王通, 等. 高超声速飞行器抗干扰反步滑模控制 [J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(1): 80 – 85.)
- [20] BU Xiangwei, WU Xiaoyan, CHEN Yongxing, et al. Nonlinear disturbance-observer-based sliding mode backstepping control of hypersonic vehicles [J]. *Control Theory & Applications*, 2014, 31(11): 1473 – 1479.
(卜祥伟, 吴晓燕, 陈永兴, 等. 基于非线性干扰观测器的高超声速飞行器滑模反演控制 [J]. 控制理论与应用, 2014, 31(11): 1473 – 1479.)
- [21] JIN Hongzhang, LUO Yanming, XIAO Zhen, et al. Investigation of a novel method of saturation function for chattering reduction of sliding mode control [J]. *Journal of Harbin Engineering University*, 2007, 28(3): 288 – 291.
(金鸿章, 罗延明, 肖真, 等. 抑制滑模抖振的新型饱和函数法研究 [J]. 哈尔滨工程大学学报, 2007, 28(3): 288 – 291.)
- [22] LI Yunqian. *Integrated guidance and control for endo-atmospheric interceptors* [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2011.
(李运迁. 大气层内拦截弹制导控制及一体化研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2011.)
- [23] WANG Qing, YANG Baoqing, MA Kemao. PWWF optimizing design and its application research to terminal guidance of kinetic killing vehicle [J]. *Journal of Astronautics*, 2005, 26(5): 576 – 580.
(王清, 杨宝庆, 马克茂. 一种优化PWWF调节器在动能拦截器末制导中的应用研究 [J]. 宇航学报, 2005, 26(5): 576 – 580.)

作者简介:

李 洋 (1987–), 男, 博士研究生, 主要研究方向为水下航行体姿轨控制等, E-mail: liyang_116@yeah.net;

刘明雍 (1971–), 男, 教授, 博士生导师, 主要研究方向为下航行体导航、制导与控制等, E-mail: liumingyong@nwpu.edu.cn;

杨盼盼 (1985–), 男, 讲师, 主要研究方向为群集行为建模与控制, E-mail: yangpanpan1985@126.com;

彭星光 (1981–), 男, 副教授, 硕士生导师, 主要研究方向为协同进化算法, E-mail: pxg@nwpu.edu.cn.