

doi: 10.11918/j.issn.0367-6234.2016.08.025

# 超空泡航行体加速段控制设计

陈超倩, 曹伟, 王聪, 魏英杰

(哈尔滨工业大学 航天学院, 哈尔滨 150001)

**摘要:** 为研究超空泡航行体在加速阶段动力学建模及稳定控制设计问题, 根据空泡截面独立膨胀原理研究了空泡形态及其轴线的偏移, 并考虑了空泡记忆效应、重力、空化器定向效应及航行体攻角的影响。采用细长体理论计算了超空泡航行体各区域的流体动力, 建立超空泡航行体加速段纵平面内运动数学模型, 设计了基于输入输出精确线性化的深度跟踪控制器, 并对此进行数学仿真。仿真结果表明: 控制器跟踪效果良好; 滑翔力在极短时间内变为零, 有利于提高航行体的稳定性及减小部分沾湿区的摩擦阻力。

**关键词:** 超空泡; 加速段; 滑翔力; 精确线性化; 非线性

**中图分类号:** TJ630.1

**文献标志码:** A

**文章编号:** 0367-6234(2016)08-0147-07

## Acceleration stage control design for supercavitating vehicle

CHEN Chaoqian, CAO Wei, WANG Cong, WEI Yingjie

(School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

**Abstract:** In order to study the dynamics modeling and stability control design of supercavitating vehicle at the acceleration stage, the shape of natural cavity and the deviation of its axis were investigated according to the principle of cavity expansion independence. The influences of the cavity memory effect, gravity, cavitator orientation effect and attack angle were considered. The hydrodynamic force on each region of the supercavitating vehicle was calculated by means of the theory of slender bodies. Then a mathematical model for the acceleration stage of the supercavitating vehicle was presented for the longitudinal plane. Based on the precision linearization method, a depth tracking controller was designed. The simulation results show that this controller has better tracking performance; the planing force goes to zero in a short time, so the stability of the vehicle is improved and the friction drag of the partially wetted region is decreased.

**Keywords:** supercavitation; acceleration stage; planing force; precision linearization; nonlinear

超空泡技术能极大降低水下航行体的摩擦阻力, 使其获得巨大的速度优势, 因此受到世界各海军强国的广泛关注<sup>[1-2]</sup>。然而超空泡航行体的流体动力特性与常规水下航行体相比有着显著不同, 沾湿面积的减少、浮力的损失、空泡与航行体间强烈的非线性作用等复杂因素给其动力学建模、机动及稳定控制带来了极大的困难<sup>[2-3]</sup>。超空泡航行体的运动大致可分为加速段及巡航段。在巡航阶段, 由于速度、空化数保持恒定, 空泡完全包裹整个航行体, 仅有尾部由于航行体摆动等原因浸入水中, 因此航行体流体动力特性相对稳定; 与巡航段不同, 在加速阶段航行

体的运动特性更加复杂, 空泡尺寸、沾湿面积、空化数等参数变化剧烈。国内外目前有关超空泡航行体控制问题的研究一般都着眼于其巡航阶段。如文献[4]对超空泡航行体纵平面内控制的基准问题进行了研究, 该文献中提出的二自由度动力学模型被广泛采用; 文献[5]基于文献[4]的模型, 采用反步法设计了状态反馈控制器, 实现了对超空泡航行体的稳定控制; 文献[6]改进了文献[4]的模型, 并基于保代价控制理论设计了自适应滑模控制器; 文献[7]对文献[4]中的模型进行了修正, 考虑了空泡记忆效应的影响, 设计了双闭环控制系统。上述文献的研究均主要针对巡航阶段, 而关于加速阶段的研究鲜有报道。

本文主要针对超空泡航行体加速运动阶段的动力学及控制问题进行了研究。利用细长体理论详细计算了航行体加速过程中各区域流体动力, 进而建立了更加精确的非线性动力学模型, 并基于精确线

**收稿日期:** 2014-12-23

**基金项目:** 中央高校基本科研业务费专项资金(HIT.NSRIF.2013033)

**作者简介:** 陈超倩(1987—), 男, 博士研究生;

王聪(1966—), 男, 教授, 博士生导师;

魏英杰(1975—), 男, 教授, 博士生导师

**通信作者:** 王聪, alanwang@hit.edu.cn

性化方法设计了深度跟踪控制器,实现了超空泡航行体加速段变空化数条件下的深度跟踪。

### 1 超空泡航行体加速段动力学模型

本文主要研究超空泡航行体加速段纵平面内的运动。典型的超空泡航行体主要由头部圆盘空化器、圆锥段、圆柱段及尾翼组成。如图 1 所示将航行体表面根据沾湿程度不同划分为空泡全包裹区、部分沾湿区及全沾湿区。为分别计算航行体各区域的流体动力,必须首先确定不同时刻的空泡形态及轴线的偏移情况。

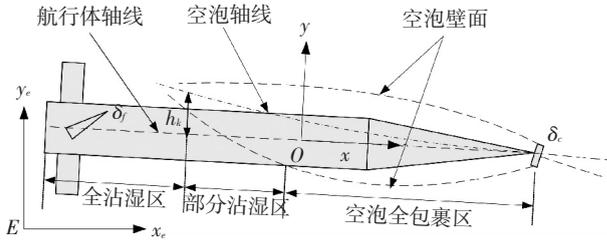


图 1 超空泡航行体沾湿区域划分示意

Fig.1 Scheme of immersion state of supercavitating vehicle

#### 1.1 空泡形态预测及偏轴量计算

对空泡形态的准确预测是流体动力计算的基础。在实际运动过程中,空泡轴线受到空泡记忆效应、重力、空化器偏转及攻角的影响会产生不同程度的偏轴量。因此需对空泡形态计算进行一定的修正。

##### 1.1.1 空泡形态计算

Logvinovich<sup>[8]</sup>基于空泡截面独立膨胀原理及大量的试验给出了未受扰动情况下空泡形态计算公式为

$$R_c(x) = \begin{cases} R_n \left(1 + \frac{3x}{R_n}\right)^{\frac{1}{3}}, & x \leq x_1; \\ R_k \sqrt{1 - \left(1 - \frac{R_1^2}{R_k^2}\right) \left(1 - 2\frac{x - x_1}{L_k - 2x_1}\right)^2}, & x > x_1. \end{cases}$$

式中: $R_c$  为空泡半径; $R_n$  为空化器半径, $x_1 = 1.92R_n$ ;

空泡最大半径  $R_k = R_n \sqrt{\frac{0.82(1+\sigma)}{\sigma}}$ ;空泡长度  $L_k =$

$2R_n \left(\frac{1.92}{\sigma} - 3\right)$ ; $\sigma$  为空化数; $x$  为空泡截面与空化器间的距离。

##### 1.1.2 空泡轴线偏移量计算

由空泡截面独立膨胀原理可知,空泡的各个截面按照空化器的运行轨迹各自独立扩展,与空化器在这一瞬间前后的运动状态无关,仅与空化器通过该截面瞬时的速度、阻力、空泡内外压差等参数相关。空泡的这种特点被称为空泡的记忆效应<sup>[8]</sup>。假设  $t$  时刻空化器中心的深度为  $y_c(t)$ ,而空化器经过空泡某一截面的时刻为  $t - \tau$ , $t - \tau$  时刻空化器中心的深度为  $y_c(t - \tau)$ ,则由于空泡记忆效应引起的空泡偏轴量可表示为

$$h_m = y_c(t - \tau) - y_c(t). \quad (1)$$

式中:时延  $\tau \approx x/v$ (其中  $v$  为航行体速度)。

在弗劳德数  $Fr$  较小的情况下,空泡在重力场中受到浮力的作用会产生一定程度的“上漂”,其偏轴量  $h_g$  可表示为<sup>[9]</sup>:

$$h_g = \frac{(1 + \sigma)x^2}{3Fr^2}, Fr = \frac{v}{\sqrt{gL_k}},$$

$$0.05 \leq \sigma \leq 0.10, 2.0 \leq Fr \leq 3.5. \quad (2)$$

式中: $Fr$  以空泡全长作为特征长度, $g$  为重力加速度。

空化器攻角引起的空泡轴线偏移又被称为空化器的定向效应<sup>[8]</sup>,其偏轴量  $h_c$  可表示为

$$h_c = -\frac{2F_{cl}}{\rho v^2 \pi R_n} \left(0.46 - \sigma + \frac{2x}{L_k}\right), \quad (3)$$

式中  $F_{cl}$  为空化器升力。

此外,航行体的攻角引起的空泡轴线偏移  $h_\alpha$  计算公式为

$$h_\alpha = x \tan \alpha. \quad (4)$$

综合式(1)~(4)可得空泡轴线相对于航行体轴线总偏移量  $h_k$  为

$$h_k = h_m + h_g + h_c + h_\alpha. \quad (5)$$

#### 1.2 各区域流体动力计算

超空泡航行体在加速段主要受力有空化器和尾翼的升力与阻力、部分沾湿区的滑力及全沾湿区流体动力(见图 1)。由于气体密度较小,空泡全包裹区所受空气动力可以忽略不计。

##### 1.2.1 空化器及尾翼受力

空化器一方面可以诱导空泡的产生,另一方面用于提供航行体稳定航行所需的头部升力。如图 2 所示,可以将空化器表面所受流体动力分解为沿速度轴方向的阻力  $F_{cd}$  和升力轴方向的升力  $F_{cl}$ ,根据文献[4],阻力系数  $C_d$  与升力系数  $C_l$  均是空化器攻角  $\alpha_c$  的函数为

$$\begin{cases} C_d = c_{x0}(1 + \sigma) \cos^2 \alpha_c, \\ C_l = c_{x0}(1 + \sigma) \cos \alpha_c \sin \alpha_c. \end{cases} \quad (6)$$

式中  $c_{x0}$  为零空化数阻力系数。

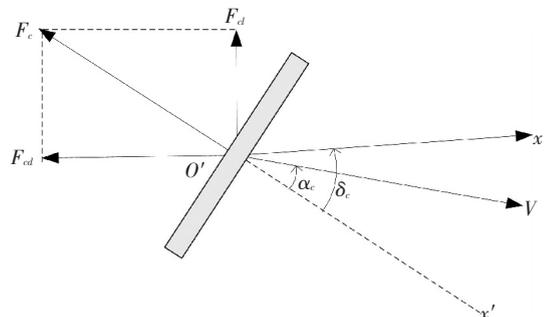


图 2 空化器所受流体动力示意

Fig.2 Hydrodynamics forces acting on the cavitator

表 1 为不同空化器锥角条件下  $c_{x0}$  的实验值与理论计算值的比较<sup>[10]</sup>, 本文所采用的是圆盘空化器, 即锥角为  $90^\circ$ , 则  $c_{x0}$  取实验值为 0.82.

表 1 不同锥角情况下  $c_{x0}$  的实验值与理论值对比

Tab.1 Drag coefficient  $c_{x0}$  of cone cavitator at different cone angles

| 空化器锥角/ $^\circ$ | $c_{x0}$ 实验值 | $c_{x0}$ 理论值 |
|-----------------|--------------|--------------|
| 15              | 0.15         | 0.204 5      |
| 30              | 0.35         | 0.375 8      |
| 45              | 0.47         | 0.518 1      |
| 60              | 0.61         | 0.635 0      |
| 75              | 0.72         | 0.729 6      |
| 90              | 0.82         | 0.850 3      |

空化器中心  $O'$  处的垂向速度可表示为航行体垂向速度  $v_y$  与点  $O'$  绕航行体质心旋转的线速度  $x_c \omega_z$  之和, 进一步可得速度轴与空化器法线  $O'x'$  之间的夹角为  $\sin^{-1}\left(\frac{v_y + x_c \omega_z}{v}\right)$ , 在纵向速度及俯仰角速度较小的情况下可近似为  $\frac{v_y + x_c \omega_z}{v}$ . 因此,  $\alpha_c$  可表示为

$$\alpha_c = \delta_c - \frac{v_y + x_c \omega_z}{v}. \quad (7)$$

式中:  $\delta_c$  为空化器转角;  $v_y$  为垂向速度;  $x_c$  为空化器相对于航行体坐标系的坐标;  $\omega_z$  为俯仰角速度.

根据式 (6) ~ (7), 可得空化器阻力  $F_{cd}$  与升力  $F_{cl}$  表达式为

$$\begin{cases} F_{cd} = -\frac{1}{2} \rho \pi R_n^2 v^2 c_{x0} (1 + \sigma), \\ F_{cl} = -\frac{1}{2} \rho \pi R_n^2 v^2 c_{x0} (1 + \sigma) \left( -\frac{v_y + x_c \omega_z}{v} + \delta_c \right). \end{cases} \quad (8)$$

式中  $\rho$  为水的密度.

将尾翼看作是一个特殊的楔形空化器, 仿照式 (8) 给出尾翼阻力及升力表达式为<sup>[7]</sup>

$$\begin{cases} F_{fd} = -\frac{1}{2} \rho \pi R_n^2 v^2 c_{x0} n (1 + \sigma), \\ F_{fl} = -\frac{1}{2} \rho \pi R_n^2 v^2 c_{x0} (1 + \sigma) n \left( -\frac{v_y + x_f \omega_z}{v} + \delta_f \right). \end{cases}$$

式中:  $n$  为尾翼升力相对空化器升力的相似系数;  $x_f$  为尾翼相对于航行体坐标系的坐标;  $\delta_f$  为尾翼转角.

### 1.2.2 部分沾湿区受力

部分沾湿区所受滑翔力是航行体流体动力中最复杂的. 文献[11-12]基于 Wagner 关于圆柱体在曲面滑行的理论得到了垂直于航行体轴线方向的滑翔力表达式. 在此基础上, 结合式 (5) 对空泡轴线偏移的计算, 给出部分沾湿区滑翔力估算公式如下:

$$\begin{aligned} F_p &= \frac{1}{2} \rho v^2 \pi R_c^2 \sin \alpha_p \cos \alpha_p \cdot \\ &\left[ 1 - \left( \frac{R_c - r}{h_p + R_c - r} \right)^2 \right] \left( \frac{r + h_p}{r + 2h_p} \right), \\ \alpha_p &= \arctan(h_k/x), \\ h_p &= |h_k| - |R_c - r|. \end{aligned}$$

式中:  $r$  为滑翔位置处航行体截面半径;  $h_p$  为浸入深度;  $\alpha_p$  为航行体轴线与空泡轴线间的夹角.

部分沾湿区所受黏性摩擦力及力矩可表示为:

$$F_{pf} = -\frac{1}{2} \rho v^2 \cos^2 \alpha_p S_p C_p,$$

$$M_{pf} = -\frac{1}{2} \rho v^2 \cos^2 \alpha_p S_p y_{pf} C_p.$$

式中:  $S_p$  为部分沾湿区沾湿面积;  $y_{pf}$  为沾湿面积中心在  $y$  轴的坐标;  $C_p$  为部分沾湿区黏性系数.

### 1.2.3 全沾湿区受力

将全沾湿区划分为一系列切片微元, 根据细长体理论, 每个切片所受横向力  $f_w$  可表示为<sup>[13-14]</sup>

$$f_w = -\frac{1}{2} \rho D C_w (v_y + \omega_z x) |v_y + \omega_z x|. \quad (9)$$

式中:  $D$  为航行体直径,  $C_w$  为全沾湿区黏性系数.

对式 (9) 沿航行体轴线方向积分可得全沾湿区横向力及力矩为:

$$\begin{aligned} F_w &= \int_{x_w}^{x_p} f_w dx, \\ M_w &= \int_{x_w}^{x_p} f_w x dx. \end{aligned}$$

式中:  $x_p, x_w$  分别为全沾湿区第 1 个与最后 1 个切片坐标. 此外, 全沾湿区黏性摩擦力可表示为:

$$F_{wf} = -\frac{1}{2} \rho v^2 \pi R^2 C_w,$$

$$C_w = \frac{0.075}{(\lg Re - 2)^2} \frac{\Omega_w}{\pi R^2}$$

式中  $\Omega_w$  为全沾湿区面积.

### 1.3 纵向运动模型

建立如图 1 所示的地面坐标系  $x_e E y_e$  及航行体坐标系  $xOy$ . 假设航行体为理想刚体, 质量保持恒定, 在纵平面内的运动为小角度机动, 且推力为常量. 基于对空泡形态的预测及航行体各区域流体动力计算, 结合动量、动量矩定理及相应的运动学方程, 建立超空泡航行体加速段纵平面内运动的简化数学模型. 可得仿射形式的系统方程如下

$$\begin{cases} \dot{x} = f(x) + g(x)u, \\ \dot{y} = h(x). \end{cases} \quad (10)$$

其中

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} y_e \\ \theta \\ v_x \\ v_y \\ \omega_z \end{bmatrix}, \mathbf{f}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 \\ f_3 \\ f_4 \\ f_5 \end{bmatrix}, \mathbf{g}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ -\frac{F_{cd}}{m} & -\frac{F_{fd}}{m} \\ -\frac{F_{cd}x_c}{J_z} & -\frac{F_{fd}x_f}{J_z} \end{bmatrix},$$

$$f_5 = \frac{F_p x_p}{J_z} + \frac{M_w}{J_z} + \frac{M_{pf}}{J_z} + \frac{M_w}{J_z} - \frac{F_{cd}x_c(v_y + x_c\omega_z)}{J_z v} - \frac{F_{fd}x_f(v_y + x_f\omega_z)}{J_z v}.$$

$$\mathbf{u} = \begin{bmatrix} \delta_c \\ \delta_f \end{bmatrix}, \mathbf{h}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} y_e \\ \theta \end{bmatrix}, \mathbf{y} = \begin{bmatrix} y_1 \\ y_2 \end{bmatrix}.$$

$$f_1 = v_x \theta + v_y, f_2 = \omega_z,$$

$$f_3 = -g\theta + \frac{T}{m} + \frac{F_{cd}}{m} + \frac{F_{fd}}{m} + \frac{F_{pf}}{m} + \frac{F_{wf}}{m},$$

$$f_4 = -g - v_x \omega_z + \frac{F_p}{m} + \frac{F_w}{m} - \frac{F_{cd}(v_y + x_c \omega_z)}{mv} -$$

$$\frac{F_{fd}(v_y + x_f \omega_z)}{mv},$$

## 2 控制器设计及仿真

### 2.1 系统开环特性分析

在设计控制器之前,首先对系统的开环运动进行分析.航行体的结构参数按照文献[4]中给定,令推力  $T$  为常量,初始时刻深度  $y_e$  为 2 m,轴向速度  $v_x$  为 50 m/s,即  $\mathbf{x}_0 = [-2 \ 0 \ 50 \ 0 \ 0]$ ,系统无控制输入.初始状态下空化数  $\sigma \approx 0.1$ ,此时自然空化效果较为明显,航行体表面被空泡部分包裹,得到系统的开环响应如图 3 所示.

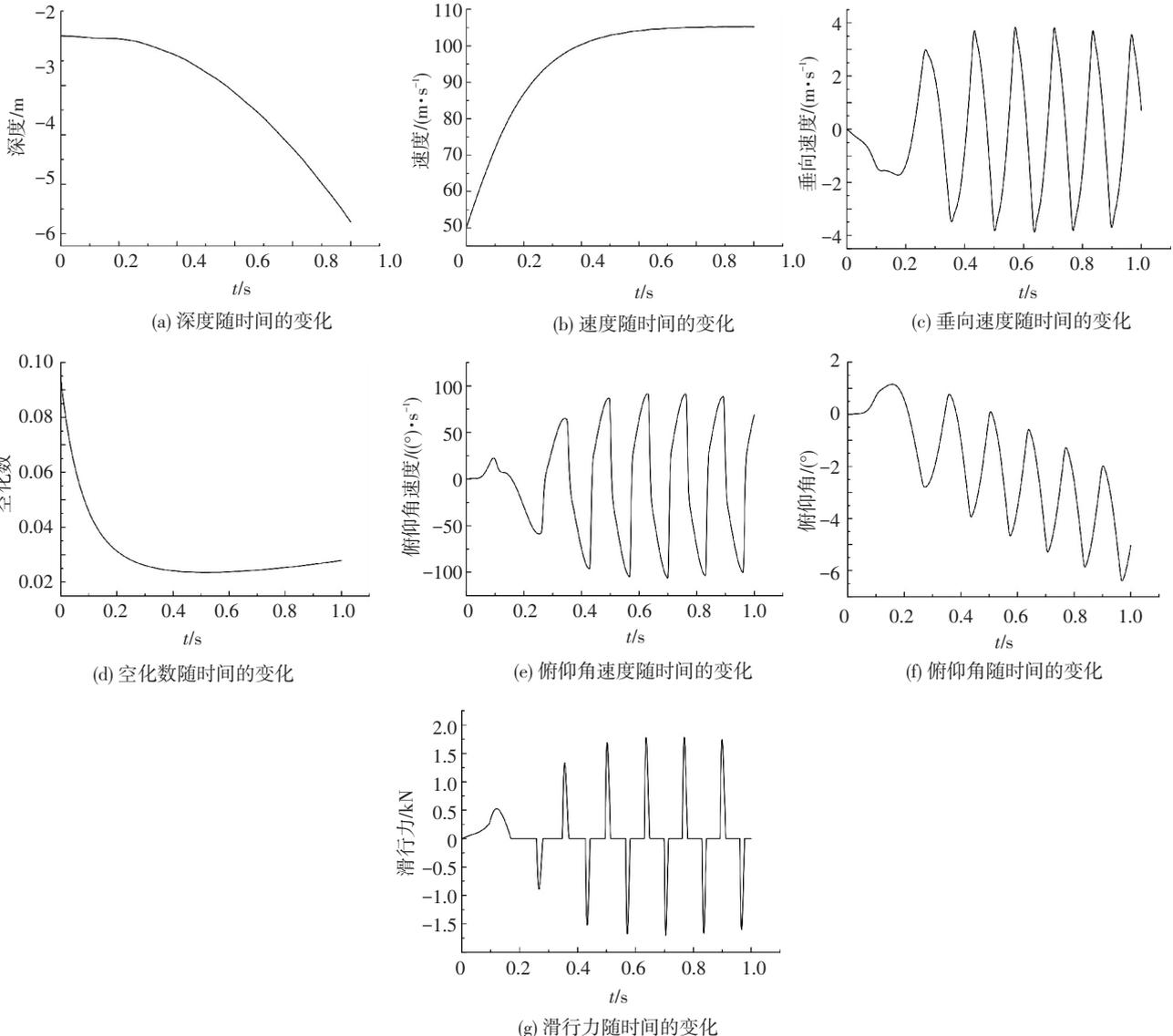


图 3 系统开环响应曲线

Fig.3 Response in the uncontrolled case

从图 3 中可以看出, 航行体在加速运动过程中, 由于空泡的包裹使航行体失去了部分浮力, 而空化器及尾翼均无偏转, 无法提供足够的升力, 因此航行深度在重力作用下持续增加. 航行体速度在恒定推力作用下不断变大, 随着阻力的增加, 速度最终趋向于稳定. 与之相应, 空化数则是先变小而后趋于稳定. 航行体在运动过程中与空泡的上下壁面发生周期性的碰撞, 因此垂向速度与俯仰角速度基本保持等幅振荡, 俯仰角则在振荡的同时持续增加.

滑行之力是超空泡航行体所受流体动力中最复杂的一种. 如图 3(g) 所示, 初始阶段空化数较大, 空泡仅能包裹部分航行体表面, 由于重力作用, 此时部分沾湿区的下表面首先与水接触从而产生向上的滑行之力. 该阶段航行体表面始终与空泡壁面保持接触, 因此滑行之力是连续的. 此后随着空化数的减小, 空泡尺寸不断增大直至能够包裹整个航行体. 同时, 航行体尾部在空泡内不断摆动, 反复穿透空泡上下壁面, 滑行之力呈现周期性的变化.

从上述对系统的开环特性分析可知, 系统在无控制输入条件下不存在平衡点, 无法维持稳定状态. 因此有必要加入反馈控制, 使航行体能够维持稳定运动.

### 2.2 基于精确线性化的最优控制设计

针对式 (10) 所示数学模型存在强非线性项及动态耦合与操纵耦合严重的特点, 本文采用精确线性化方法对其进行输入输出线性化<sup>[15]</sup>, 然后根据最优控制理论设计深度跟踪控制器.

通过求解李导数可得系统的相对阶  $r_1=r_2=2$ ,  $r_i$  是使  $y_i^{(r_i)}$  表达式中有输入出现的最小整数, 则

$$y_i^{(r_i)} = L_f^{r_i} h_i + \sum_{j=1}^2 L_{g_j} L_f^{r_i-1} h_i u_j, \quad (11)$$

将  $r_1$  与  $r_2$  代入式 (11) 中, 可得

$$\begin{bmatrix} \ddot{y}_1 \\ \ddot{y}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L_f^2 h_1(\mathbf{x}) \\ L_f^2 h_2(\mathbf{x}) \end{bmatrix} + \mathbf{A}(\mathbf{x}) \begin{bmatrix} \delta_c \\ \delta_f \end{bmatrix}. \quad (12)$$

$$\text{式中: } \mathbf{A}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} L_{g_1} L_f h_1 & L_{g_2} L_f h_1 \\ L_{g_1} L_f h_2 & L_{g_2} L_f h_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{C_1}{m} & \frac{C_2}{m} \\ \frac{C_1 L_c}{J_z} & \frac{C_2 L_f}{J_z} \end{bmatrix}.$$

由于  $\mathbf{A}(\mathbf{x})$  可逆, 则取输入变换可得

$$\mathbf{u} = \begin{bmatrix} \delta_c \\ \delta_f \end{bmatrix} = \mathbf{A}^{-1}(\mathbf{x}) \begin{bmatrix} v_1 - L_f^2 h_1(\mathbf{x}) \\ v_2 - L_f^2 h_2(\mathbf{x}) \end{bmatrix},$$

将输入代入式 (12) 可得

$$\begin{bmatrix} \ddot{y}_1 \\ \ddot{y}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \end{bmatrix}.$$

引入新的状态变量  $\tilde{\mathbf{x}} = [y_c \quad \dot{y}_c \quad \theta \quad \dot{\theta}]^T$ , 得到

状态方程如下

$$\begin{cases} \dot{\tilde{\mathbf{x}}} = \mathbf{A}\tilde{\mathbf{x}} + \mathbf{B}\mathbf{v}, \\ \mathbf{y} = \mathbf{C}\tilde{\mathbf{x}}. \end{cases} \quad (13)$$

$$\text{式中: } \mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 1 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \mathbf{C} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}.$$

设期望轨迹为  $\mathbf{r}(t)$ , 跟踪误差  $\boldsymbol{\mu} = \begin{bmatrix} y-r \\ \dot{y}-\dot{r} \end{bmatrix}$ , 将控

制律  $\mathbf{v} = \boldsymbol{\delta}(t) + \ddot{\mathbf{r}} - \begin{bmatrix} k_2 \boldsymbol{\mu}_2 + k_1 \boldsymbol{\mu}_1 \\ k_4 \boldsymbol{\mu}_4 + k_3 \boldsymbol{\mu}_3 \end{bmatrix}$  代入式 (13), 可得误差动态方程

$$\dot{\boldsymbol{\mu}}(t) = \mathbf{A}_\mu \boldsymbol{\mu}(t) + \mathbf{B}_\mu \boldsymbol{\delta}(t). \quad (14)$$

$$\text{式中: } \mathbf{A}_\mu = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ -k_1 & -k_2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -k_3 & -k_4 \end{bmatrix}, \mathbf{B}_\mu = \mathbf{B}.$$

针对式 (14) 选取二次型性能指标函数为

$$J = \frac{1}{2} \int_0^\infty (\boldsymbol{\mu}^T(t) \mathbf{Q} \boldsymbol{\mu}(t) + \boldsymbol{\delta}^T(t) \mathbf{R} \boldsymbol{\delta}(t)) dt.$$

可得线性二次型最优状态反馈控制器如下

$$\boldsymbol{\delta}(t) = -\mathbf{R}^{-1} \mathbf{B}_\mu^T \mathbf{P} \boldsymbol{\mu}(t), \quad (15)$$

式中,  $\mathbf{P}$  为满足 Riccati 方程的正定对称矩阵.

将式 (15) 代入  $\mathbf{v}$  的表达式中, 给出控制输入  $\mathbf{u}$  的最终表达式为

$$\mathbf{u} = \begin{bmatrix} \delta_c \\ \delta_f \end{bmatrix} = \mathbf{A}^{-1}(\mathbf{x}) \left( \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{r}} - \mathbf{R}^{-1} \mathbf{B}_\mu^T \mathbf{P} \boldsymbol{\mu}(t) - \\ \left[ \begin{array}{l} k_2 \boldsymbol{\mu}_2 + k_1 \boldsymbol{\mu}_1 + v_f f_2 + \theta f_3 + f_4 \\ k_4 \boldsymbol{\mu}_4 + k_3 \boldsymbol{\mu}_3 + f_5 \end{array} \right] \end{bmatrix} \right).$$

### 2.3 控制算法仿真分析

取初始状态  $\mathbf{x}_0 = [-2 \quad 0 \quad 50 \quad 0 \quad 0]$ , 为兼顾控制系统准确性、快速性及节能性等性能指标, 选取适当的控制器参数, 对深度信号  $y_r = -\sin t - 2$  进行深度跟踪控制仿真. 仿真结果如图 4 所示.

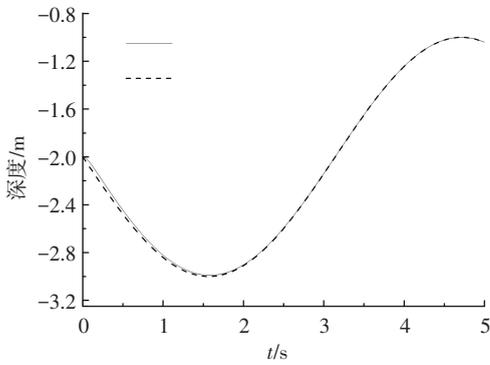
从图 4 可以看出, 初始阶段由于攻角为正, 航行深度略大于期望深度, 而后系统在控制器调节下迅速改变航行深度趋向指定深度信号, 较好地实现了对深度信号的跟踪任务. 跟踪误差小于 2%, 满足控制精度要求. 同时, 攻角被限制在  $0.4^\circ$  以内, 满足小角度假设.

受初始阶段空化数剧烈变化的影响, 控制面在初始阶段输出幅值较大, 并存在一定程度的振荡, 随后迅速趋于平缓. 实际系统中控制面的转角范围是受限制的, 算例中空化器转角小于  $6^\circ$ , 尾翼转角小

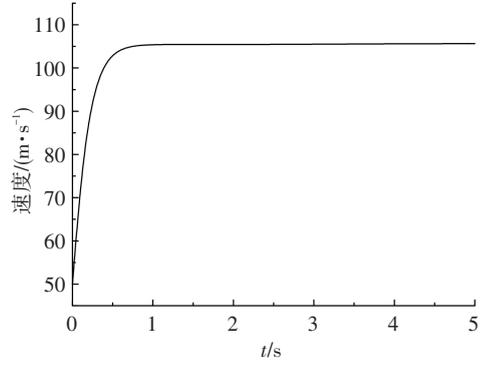
于  $10^\circ$ , 均在实际执行机构可以容许的范围以内。

在初始约 0.1 s 内滑翔力短暂出现, 其幅值小于 60 N, 较无控状态下大幅减小. 之后在控制输入作

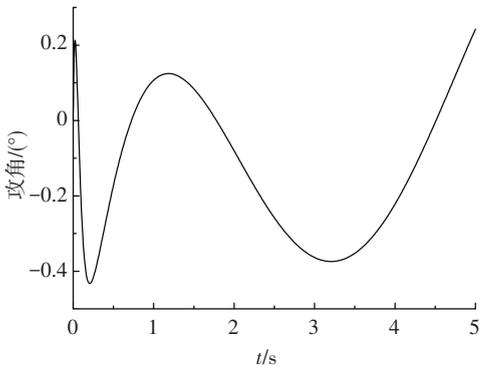
用下航行体与空泡的相对位置固定, 其运动始终稳定在空泡内, 因此滑翔力持续为零。



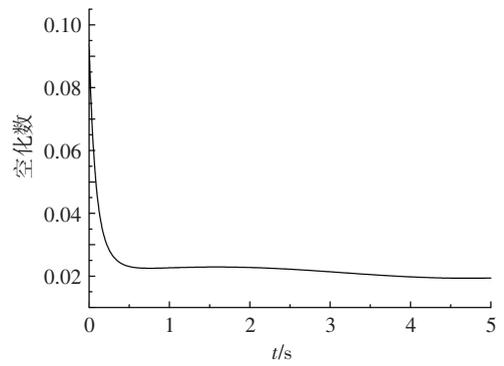
(a) 深度随时间的变化



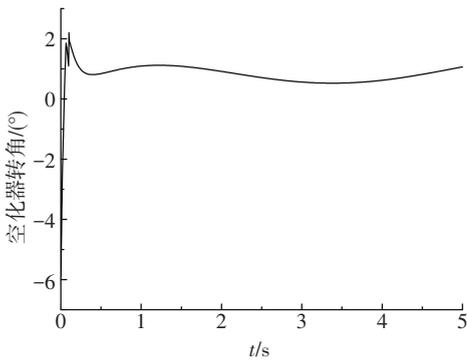
(b) 速度随时间的变化



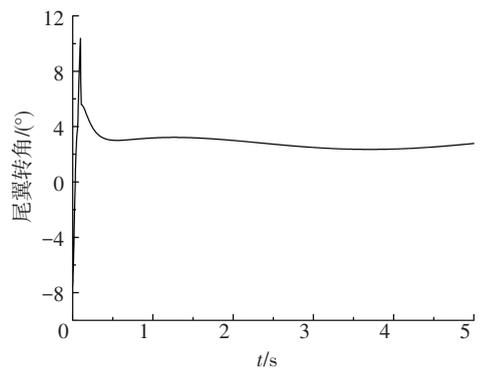
(c) 攻角随时间的变化



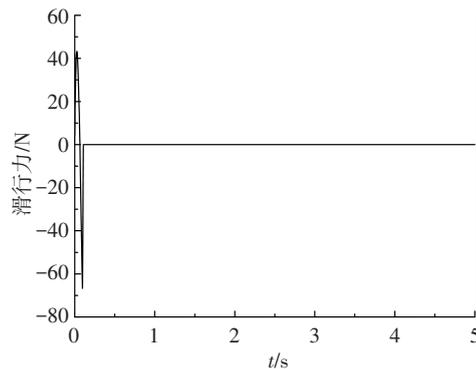
(d) 空化数随时间的变化



(e) 空化器转角随时间的变化



(f) 尾翼转角随时间的变化



(g) 滑翔力

图 4 深度跟踪响应曲线

Fig.4 Response curve of depth track

### 3 结 论

1) 控制器在航行体加速阶段空化数变化剧烈的情况下依然能够很好地完成跟踪任务,跟踪误差小于2%,满足控制精度的要求。

2) 控制过程中空化器转角小于 $6^\circ$ ,尾翼转角小于 $10^\circ$ ,控制变量的输出均在实际执行机构允许的范围之内,具有良好的实用性。

3) 滑人力在控制器作用下大幅减小,约0.1 s后滑人力变为零,航行体的运动被稳定在空泡内部,有利于提高航行稳定性及减小因滑行而产生的摩擦阻力。

### 参考文献

- [1] 曹伟,魏英杰,王聪,等. 超空泡技术现状、问题与应用[J]. 力学进展,2006,36(4):571-579. DOI: 10.3321/j.issn:1000-0992.2006.04.008.  
CAO Wei, WEI Yingjie, WANG Cong, et al. Current status, problems and applications of supercavitation technology [J]. Advances in Mechanics, 2006, 36(4): 571-579. DOI: 10.3321/j.issn:1000-0992.2006.04.008.
- [2] SANABRIA D E, BALAS G J, ARNDT R E A. Planing avoidance control for supercavitating vehicles [C]//The 2014 American Control Conference. Portland, OR: IEEE, 2014: 4979-4984. DOI:10.1109/ACC.2014.6859485.
- [3] KIRSCHNER I N, UHLMAN J S, PERKINS J B. Overview of high-speed supercavitating vehicle control [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Colorado: AIAA, 2006: 3100-3116. DOI: 10.2514/6.2006-6442.
- [4] DZIEISKI J, KURDILA A. A benchmark control problem for supercavitating vehicles and an initial investigation of solutions[J]. Journal of Vibration and Control, 2003, 9(7): 791-804. DOI:10.1177/1077546303009007004.
- [5] QIANG Baochen, SUN Yao, HAN Yuntao, et al. Absolute stability control of supercavitating vehicles based on backstepping [C]//International Conference on Mechatronics and Automation. Tianjin: IEEE, 2014: 1918-1923. DOI:10.1109/ICMA.2014.6885995.
- [6] LÜ Rui, YU Kaiping, WEI Yingjie, et al. Adaptive robust controller

for supercavitating vehicle using guaranteed cost theory[J]. Journal of Harbin Institute of Technology (New Series), 2011, 18(4): 77-81.

- [7] 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. DOI:10.1177/1077546307070226.
- [8] LOGVINOVICH G V. Hydrodynamics of flow with free boundaries [M]. Kiev: Naukova Dumka, 1969.
- [9] 黄海龙,魏英杰,黄文虎,等. 重力场对通气超空泡影响的数值模拟研究[J]. 哈尔滨工业大学学报,2007,39(5):800-803. DOI: 10.3321/j.issn:0367-6234.2007.05.031.  
HUANG Hailong, WEI Yingjie, HUANG Wenhui, et al. Numerical simulation study of the influence of gravity field on the ventilated supercavity [J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2007, 39(5): 800-803. DOI: 10.3321/j.issn:0367-6234.2007.05.031.
- [10] NEAVES M D, EDWARDS J R. All-speed time-accurate underwater projectile calculation using a preconditioning algorithm [J]. Journal of Fluids Engineering, 2006, 128(2): 284-296. DOI: 10.1115/1.2169816.
- [11] GOEL A. Robust control of supercavitating vehicles in the presence of dynamic and uncertain cavity [D]. Gainesville, FL: University of Florida, 2005.
- [12] VASIN A D, PARYSHEV E V. Immersion of a cylinder in a fluid through a cylindrical free surface [J]. Fluid Dynamics, 2001, 36(2): 169-177. DOI:10.1023/A:1019299930896.
- [13] 李杰,鲁传敬,陈鑫,等. 附着空泡对潜射导弹弹道影响分析[J]. 弹道学报,2014,26(3):54-58. DOI: 10.3969/j.issn.1004-499X.2014.03.012.  
LI Jie, LU Chuanjing, CHEN Xin, et al. Analysis on influence of attached cavity on the trajectory of submarine launched missile [J]. Journal of Ballistics, 2014, 26(3): 54-58. DOI: 10.3969/j.issn.1004-499X.2014.03.012.
- [14] NEWMAN J N. Marine hydrodynamics [M]. Cambridge: The MIT Press, 1977.
- [15] 贺昱曜,闫茂德. 非线性控制理论及应用 [M]. 西安:西安电子科技大学出版社,2007.  
HE Yuyao, YAN Maode. Nonlinear control theory and applications [M]. Xi'an: Xidian University Press, 2007.

(编辑 张红)