

文章编号: 1000-4750(2015)08-0236-07

基于圆判据的超空泡航行体非线性控制研究

韩云涛, 强宝琛, 孙 尧, 白 涛

(哈尔滨工程大学自动化学院, 黑龙江, 哈尔滨 150001)

摘 要: 超空泡航行体在高速航行过程中大部分表面被空泡包裹, 航行体尾部与空泡相互作用产生剧烈变化的滑翔力, 该滑翔力是导致航行体失稳的主要因素。由于航行体与空泡相互作用机理的复杂性, 使得滑翔力表达式存在很大的建模差异和参数不确定性, 针对这一问题, 该文首先通过一系列变换将系统模型表示为线性环节和非线性环节反馈连接的形式, 然后基于圆判据定理给出了航行体绝对稳定的充分条件, 并依据该条件采用状态反馈极点配置方法设计控制器。仿真结果表明, 该控制器针对滑翔力建模不确定性和参数不确定性的情况, 可以通过合理配置闭环极点实现系统对不同非线性条件的绝对稳定。

关键词: 超空泡航行体; 滑翔力; 不确定性; 圆判据; 绝对稳定

中图分类号: O352; TV131.2 文献标志码: A doi: 10.6052/j.issn.1000-4750.2014.01.0023

NONLINEAR CONTROL RESEARCH ON SUPERCAVITATING VEHICLES BASED ON CIRCLE CRITERION

HAN Yun-tao, QIANG Bao-chen, SUN Yao, BAI Tao

(College of Automation, Harbin Engineering University, Harbin, Heilongjiang 150001, China)

Abstract: In a cruise phase, a supercavitating vehicle is enveloped almost completely by a cavity, the interaction between the cavity wall and the tail of the body generates a planing force which changes rapidly, and this force is the main factor that causes the unstability of the bodies. Because of the complexity of interaction mechanism, it is nearly impossible for one to work out the planing force expression without model differences or parameter uncertainty. In order to solve this problem, this paper applies a series of transformation, so that the system model is expressed as a form of feedback connections which contains linear parts and nonlinear parts, then a sufficient condition for the absolute stability of the system is given, based on a circle criterion theorem. According to the condition, a state feedback pole assignment method is adopted to design the controller. The simulation results show that for different nonlinear characters, like model uncertainty and parameter uncertainty of a planing force, the system with this controller can get absolute stability through the rational allocation of closed-loop poles.

Key words: supercavitating vehicles; planing force; uncertainty; circle criterion; absolute stability

超空泡航行体在水下高速航行时, 随着速度提高到一定程度, 会形成一个包围整个航行体的超空泡, 如图1所示。沾湿面积的减小导致航行体受到的阻力显著下降, 使得航行体在水下达到超乎想象的速度成为可能。区别于常规水下航行器, 超空泡

航行体几乎整体包裹于空泡内而失去了绝大部分浮力支撑。航行体尾部与空泡之间存在的强烈非线性滑翔力及空泡形态变化等都给超空泡航行器的稳定控制和机动带来了极大的困难^[1-5]。

国内外学者对超空泡航行体的数学模型进行

收稿日期: 2014-01-08; 修改日期: 2014-07-11

基金项目: 国家青年科学基金项目(51209049); 黑龙江省青年科学基金项目(QC2012C033, QC2011C031); 黑龙江省博士后科研启动金项目(LBH-Q12127)

通讯作者: 强宝琛(1989-), 男, 河北人, 硕士生, 从事水下航行体控制研究(E-mail: qiangbaochen@126.com).

作者简介: 韩云涛(1978-), 男, 黑龙江人, 讲师, 博士, 从事水下运动体控制研究(E-mail: yuntaohan@163.com);

孙 尧(1963-), 男, 天津人, 教授, 博士, 博导, 从事导航制导与控制研究(E-mail: suny@ems.dragon.net.cn);

白 涛(1978-), 男, 黑龙江人, 讲师, 博士, 从事水下航行体的导航、制导与控制研究(E-mail: baitao1@hrbeu.edu.cn).

了研究, Dzielski 提出了一个4状态2自由度模型^[6], Kirschner 提出了一个12状态6自由度模型^[7], Kulkarni 建立了一个4状态3自由度模型^[8]。以上模型的主要区别在于对空化器流体动力、尾控制面流体动力和空泡动态的建模各有不同。综合目前的文献来看,大部分学者的研究重点放在确定模型的稳定控制,如赵新华、孙尧等以空化器偏转角、航行体攻角和推力矢量偏转角为控制变量完成了航行体的稳定控制^[9],而较少涉及到模型存在建模不确定性或者参数不确定性的情况。超空泡航行体系统模型中存在强烈非线性特性的滑翔力,该力可在瞬间达到非常大的量值,由于航行体与空泡壁作用的复杂性,使得滑翔力的建模存在很大的不确定性,且参数的微小摄动即可造成滑翔力量值的显著改变。Lin在文献[10]中设计了一种切换控制器,对滑翔力建模或者参数摄动较小的情况具有一定的鲁棒性,但是当滑翔力具有较大的不确定性时,需要设计新的控制器。针对这一问题,本文基于圆判据设计了一种新的状态反馈控制器,可以通过合理配置闭环极点实现系统对强非线性条件下的绝对稳定,对建模不确定性和参数摄动具有较强的鲁棒性。

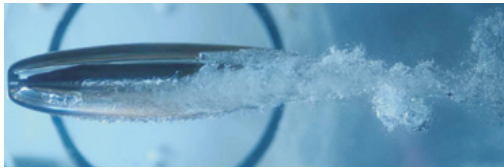


图1 超空泡航行体

Fig.1 Supercavitating vehicles

1 系统数学模型

国内外学者对于超空泡航行体动力学模型有多种表述形式,其中引用较多的是 Dzielski 提出的模型形式^[6],本文不做具体模型公式推导,采用该模型进行分析。系统数学模型如下:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u} + \mathbf{G}g + \mathbf{E}F_p \\ \mathbf{y} = \mathbf{C}\mathbf{x} + \mathbf{D}\mathbf{u} \end{cases} \quad (1)$$

其中 $\mathbf{x} = [z \ w \ \theta \ q]^T$; 四个状态分别为 z (航行体纵向深度), w (纵向速度), θ (航行体俯仰角), q (航行体俯仰角速度)。系统矩阵为:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & -V & 0 \\ 0 & a_{22} & 0 & a_{24} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & a_{42} & 0 & a_{44} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ b_{21} & b_{22} \\ 0 & 0 \\ b_{41} & b_{42} \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{E} = \begin{bmatrix} 0 \\ e_2 \\ 0 \\ e_4 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{C} = [0 \ 1 \ 0 \ 0],$$

$\mathbf{D} = [0 \ 0]$, 尾舵相对于航行体中心线的偏转角 δ_c 和空化器轴线相对于航行体中心线的偏转角 δ_c 组成系统的控制输入 $\mathbf{u} = [\delta_c, \delta_c]^T$, g 为重力加速度, F_p 为滑翔力, 定义在体坐标系下的水平速度为 V , 沿 x 轴向前, 在模型中, 假设 V 为常量, R_c 为航行体尾部处的空泡半径, R 为航行体半径, h' 为航行体尾部侵入空泡壁的深度, 攻角用 α 表示, 详细参数表达式见附录。

2 系统稳定性分析及控制器设计

从频域的角度看, 如果系统在给定扇形区域内的所有非线性在原点处都有一个全局一致渐进稳定的平衡点, 则系统是绝对稳定的。圆判据以传递函数的严格正实性给出了系统的绝对稳定性在频域中的充分条件, 对于单输入单输出系统, 可以借助图形分析法来使用这个判据^[11]。

2.1 基于圆判据的系统稳定性分析

首先考虑图 2 所示的反馈连接假设外部输入 $r = 0$, 研究无激励系统的特性。系统表示为:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u} \quad (2)$$

$$\mathbf{y} = \mathbf{C}\mathbf{x} + \mathbf{D}\mathbf{u} \quad (3)$$

$$\mathbf{u} = -\psi(t, \mathbf{y}) \quad (4)$$

式中: $\mathbf{x} \in R^n$; $\mathbf{u}, \mathbf{y} \in R^p$; (\mathbf{A}, \mathbf{B}) 是可控的, (\mathbf{A}, \mathbf{C}) 是可观测的, 且 $\psi: [0, \infty) \times R^p \rightarrow R^p$ 是无记忆的, 可能是时变的和非线性的, 在 t 上分段连续, 在 y 上满足局部利普希茨条件。如果非线性环节满足:

$$k_1 y^2 \leq y\psi(y) \leq k_2 y^2, \quad \forall y \in [a, b]$$

即称非线性环节 $\psi(\cdot)$ 属于扇形域 $[k_1, k_2]$, 考虑一个具有 Lure 连接形式的系统式(2)~式(4)如果系统的原点对于任意属于扇形域 $[k_1, k_2]$ 的非线性环节 $\psi(\cdot)$ 具有全局一致渐进稳定性, 我们就称系统是绝对稳定的。如果原点是一致渐进稳定的, 则称系统是局部绝对稳定的。

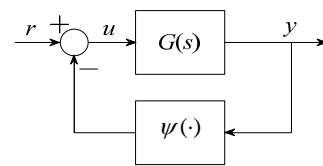


图2 Lure 反馈连接

Fig.2 Feedback connection of Lure form

圆判据定理：考虑形如系统式(2)~式(4)的标量系统，这里 $\{A, B, C, D\}$ 是 $G(s)$ 的一个最小实现，且 $\psi \in [\alpha, \beta]$ 。如果以下条件之一满足，则系统绝对稳定。

1) 如果 $0 < \alpha < \beta$ ， $G(s)$ 的 Nyquist 曲线不进入圆盘 $D(\alpha, \beta)$ 内，且沿逆时针方向环绕其 m 次，其中 m 是 $G(s)$ 具有正实部的极点数。

2) 如果 $0 = \alpha < \beta$ ， $G(s)$ 是赫尔维茨的，且 $G(s)$ 的 Nyquist 曲线位于直线 $\text{Re}[s] = -1/\beta$ 的右侧。

3) 如果 $\alpha < 0 < \beta$ ， $G(s)$ 是赫尔维茨的， $G(s)$ 的 Nyquist 曲线位于圆盘 $D(\alpha, \beta)$ 内部。

如果仅仅在一个区间 $[a, b]$ 内满足扇形区域条件，则上述条件保证了系统在有限区域内绝对稳定。

2.2 系统变换

为了得到适用于圆判据定理的系统形式，考虑系统方程式(1)，由于控制目标是航行体能够跟踪给定的指令，为此，先将系统的镇定问题转化为跟踪问题。假设期望的平衡点，也就是给定的指令为 $x_d = [z_d \ w_d \ \theta_d \ q_d]^T$ ，则有：

$$x_e = x - x_d \tag{5}$$

$$\dot{x}_e = Ax_e + Bu + (G + Ax_d) + EF_p \tag{6}$$

$$u = -(B^T B)^{-1} B^T (G + Ax_d) + v \tag{7}$$

$$\dot{x}_e = Ax_e + Bv + EF_p \tag{8}$$

其中，式(7)中的第一项 $-(B^T B)^{-1} B^T (G + Ax_d)$ 是为了消去式(6)中的常数项 $(G + Ax_d)$ ，使得变换后的系统中滑行为唯一的非线性因素。

考虑式(8)，令 $W = -(B^T B)^{-1} B^T E$ ，则式(8)转化为：

$$\dot{x}_e = Ax_e + B(v - WF_p) \tag{9}$$

令 $y_e = y - Cx_d$ ，则有：

$$y_e = Cx_e \tag{10}$$

令 $u_e = v - WF_p$ ，其中 $v = 0$ 为参考输入，于是有：

$$\dot{x}_e = Ax_e + Bu_e \tag{11}$$

由于希望的稳态纵向速度 $w_d = 0$ ，所以有 $F_p(w) = F_p(w_e + w_d) = F_p(w_e)$ 。综合以上变换，得到符合 Lure 连接形式的系统方程如下：

$$\begin{cases} \dot{x}_e = Ax_e + Bu_e \\ y_e = Cx_e \\ u_e = v - WF_p(w_e) \end{cases} \tag{12}$$

这种系统形式可以表示为 Lure 框图形式的反馈连接，如图 3 所示。

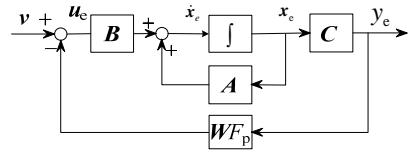


图 3 系统式(12)的 Lure 框图
Fig.3 Lure diagram of system Eq.(12)

对状态方程式(12)，由于：

$$\begin{cases} \text{rank}([B \ AB \ A^2B \ A^3B]) = 4 \\ \text{rank}([C \ CA \ CA^2 \ CA^3]^T) = 4 \end{cases} \tag{13}$$

因此系统是能控能观的。

观察 $W = -(B^T B)^{-1} B^T E$ 的形式，将 B 和 E 代入可得 $W = [w_1 \ 0]^T$ ，其中 w_1 不恒为 0。由于已经假设外部输入 $v = 0$ ，因而控制输入可以表示为 $u_e = [u_{e1} \ 0]^T$ 的形式，其中 u_{e1} 不恒为 0。另外，本文中输出向量取为 $C = [0 \ 1 \ 0 \ 0]$ ，所以系统方程可以用从 u_{e1} 到 x_{e2} 的标量系统 $G_0(s)$ 表征：

$$G_0(s) = \frac{205.9s - 1.825 \times 10^4}{s^2 - 9.464s + 971.6} \tag{14}$$

由式(13)知，系统能控能观，使得 $\{A, B, C, D\}$ 为系统的一个最小实现，至此可以用圆判据定理进行系统设计。

2.3 状态反馈极点配置控制器设计

Lin 在文献[10]中给出了一种切换控制器设计。显然，切换控制器设计依赖于滑翔力的具体非线性特性，虽然能够通过切换参数的选择一定程度上削弱滑翔力，使其非线性特性整体满足对应于特定极点的圆判据的要求，但是这是建立在滑翔力建模存在较小不确定性的基础之上，当滑翔力建模存在较大不确定性时，这种方法则会显得不够理想，同时，切换控制律使得控制器的设计较为复杂。

在滑翔力的建模过程中，不可避免地存在不确定性，为使模型尽可能准确地反映滑翔力的真实特性，国内外学者提出了不同的滑翔力模型。综合目前所有的文献来看，滑翔力模型主要分为两类，即考虑记忆效应和不考虑记忆效应两种情况，本文主要讨论后者。当不考虑记忆效应时，超空泡航行体滑翔力模型主要有 3 种。其中，Logvinovich 提出的一种滑翔力模型^[12]被引用较多，该模型为：

$$F_L = \left[\int_0^{h_0/\tan(\alpha)} \frac{dm_L^*}{dh} \left(\frac{r+h}{r+2h} \right) dx \right] \dot{h}^2 \tag{15}$$

另外两种主要的建模形式分别是由 Paryshev 和 Hassan 在文献[13]和文献[14]中给出:

$$F_P = \left[\int_0^{h_0/\tan(\alpha)} \frac{dm_P^*}{dh} dx \right] \dot{h}^2 \quad (16)$$

$$F_H = \left[\int_0^{h_0/\tan(\alpha)} \frac{dm_L^*}{dh} dx \right] \left(\frac{r+h}{r+2h} \right) \dot{h}^2 \quad (17)$$

Vincent Nguyen 在文献[15]中给出了以上三种模型与纵向速度的关系, 如图 4 所示。

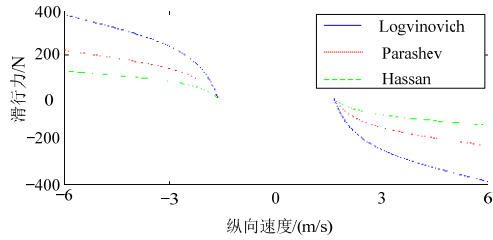


图 4 3 种滑行力与纵向速度的关系

Fig.4 3 Forms of planing force vs vertical speed

考虑本文的滑行力正方向, 其对应于本文的非线性环节与纵向速度的关系如图 5 所示。

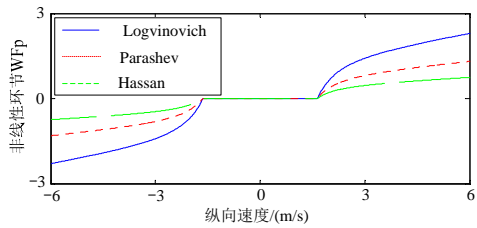


图 5 3 种非线性环节与纵向速度的关系

Fig.5 3 Forms of nonlinearity vs vertical speed

从图 5 可以看出, 三种非线性特性均全局处于扇形域 $[\alpha, \beta]$, $0 = \alpha < \beta$ 。从而, 本文适用于圆判据定理的第二种情况。可以预见的是, 不论参数如何在量值上发生变化, 其非线性特性仍将全局位于一三象限, 这是符合实际的。考虑一种极限情况, 即滑行力的幅值增长无限快, 使得滑行力曲线的切线斜率 $\beta \rightarrow +\infty$, 直线 $\text{Re} = -1/\beta$ 从左半平面无限接近虚轴, 这种情况下如果仍然想获得绝对稳定的闭环系统, 从圆判据理论分析, 就是使线性部分的闭环 Nyquist 曲线全局位于右半平面。

系统绝对稳定的充分条件: 考虑形如系统式(2)~式(4)的标量系统, 这里 $\{A, B, C, D\}$ 是 $G(s)$ 的一个最小实现, 且 $\psi \in [\alpha, \beta]$ 。如果 $G(s)$ 是赫尔维茨的, 其 Nyquist 曲线全局位于虚轴右侧, 则系统对于任意的 $0 \leq \alpha < \beta$ 绝对稳定。如果仅仅在一个区间 $[a, b]$ 内满足扇形区域条件, 则上述条件保证了系统在有限区域内绝对稳定。

至此, 系统的绝对稳定问题转化为寻找符合要求的闭环极点使得传递函数是赫尔维茨的, 且其 Nyquist 曲线全局位于虚轴右侧。

由式(13)知, 该传递函数存在一对位于右半平面的共轭极点, 系统不是赫尔维茨的。为了得到适用于上述充分条件的系统传递函数, 考虑系统方程式(12), 令 $v = -Kx_e + r$, $r=0$ 为参考输入。则状态方程变换为 $\dot{x}_e = Ax_e + B(r - Kx_e - WF_p)$, 即:

$$\dot{x}_e = (A - BK)x_e + B(r - WF_p) \quad (18)$$

令 $u_s = r - WF_p$, 式(12)变为:

$$\begin{cases} \dot{x}_e = (A - BK)x_e + Bu_s \\ y_e = Cx_e \\ u_s = r - WF_p(w_e) \end{cases} \quad (19)$$

新的 Lure 框图如图 6 所示。

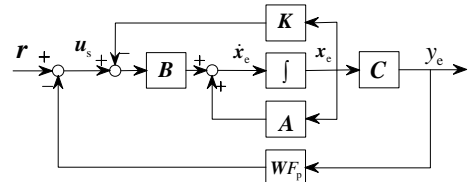


图 6 系统式(19)的 Lure 框图

Fig.6 Lure diagram of system Eq.(19)

由式(13)知, 系统 $\{A, B\}$ 能控, 可以对原系统进行任意极点配置, 使得经过极点配置后得到的系统 $G_e(s)$ 为赫尔维茨的。因为原系统能控能观, 使得系统 $\{A - BK, B, C, D\}$ 为 $G_e(s)$ 的一个最小实现。

本文在 MATLAB 语言环境下进行仿真。仿真过程中采用的具体参数值如下^[6]: 航行体头部空化器的合速度 $V = 75 \text{ m/s}$, 空化器半径 $R_n = 0.0191 \text{ m}$, 航行体半径 $R = 0.0508 \text{ m}$, 系数 $C_{x0} = 0.82$, 尾舵效力系数 $n = 0.5$, 空化数 $\sigma = 0.03$, 航行体长度 $L = 1.8 \text{ m}$, 重力加速度 $g = 9.81 \text{ m/s}^2$, 航行体相对于液体的质量 $m = 2$ 。另外 \dot{R}_c 为空泡半径收缩率, 其余系数可由附录中表达式计算得到。依据充分条件, 并且结合实际, 选择期望的极点为 $p = [-22.5, -15, -37.5, -22.5]$, 因此闭环系统是赫尔维茨的。绘制 Nyquist 曲线图如图 7 所示, 所选择期望极点是符合充分条件的, 经过极点配置后的闭环传递函数为:

$$G_e(s) = (205.9s^3 + 9918s^2 + 1.336 \times 10^5 s + 3.304 \times 10^5) / (s^4 + 97.5s^3 + 3431s^2 + 5.189 \times 10^4 s + 2.848 \times 10^5)$$

对应的控制器设计为 $\mathbf{v} = -\mathbf{K}\mathbf{x}_e + \mathbf{r}$ ，其中 $\mathbf{r} = \mathbf{0}$ ，

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} 0.7581 & -0.1808 & -11.9170 & -1.4380 \\ -0.0593 & 0.0844 & 1.7983 & 0.3792 \end{bmatrix}$$

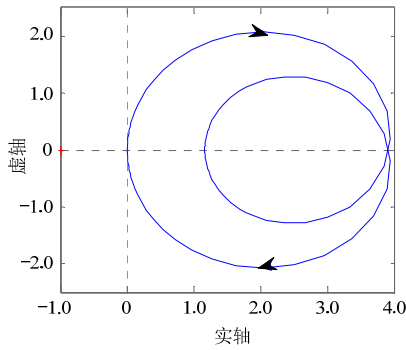
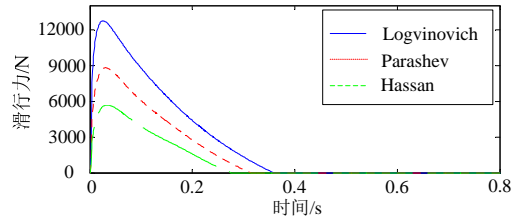
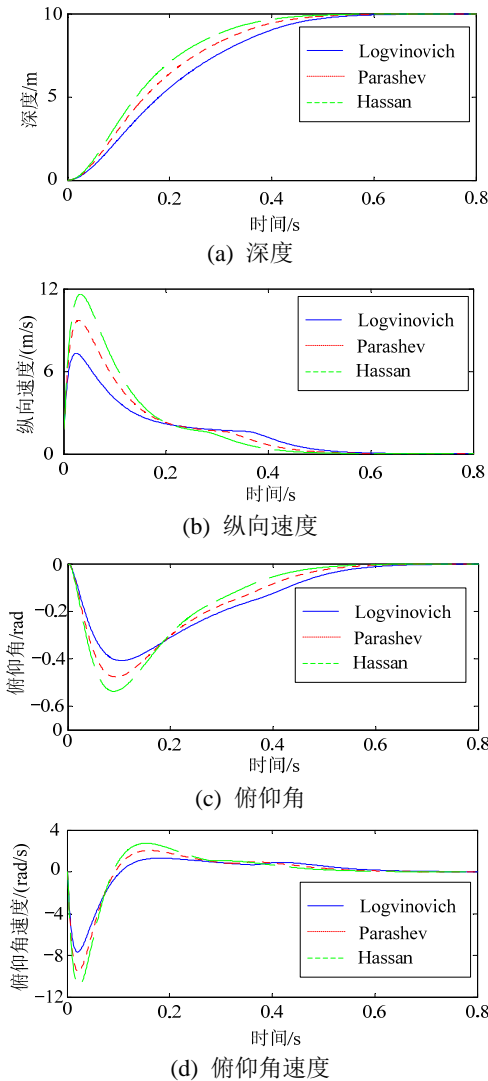


图7 闭环 Nyquist 曲线

Fig.7 Nyquist plot of closed-loop system

设期望的平衡位置为 $\mathbf{x}_d = [10 \ 0 \ 0 \ 0]^T$ ，初始条件设为 $\mathbf{x}_0 = [0 \ 1.8 \ 0 \ 0]^T$ ，进行仿真分析，仿真图如图8所示。



(e) 滑行之力

图8 3种模型的仿真结果

Fig.8 Simulation results of 3 forms of model

控制器所选极点得出的闭环极点的 Nyquist 曲线全局位于虚轴右侧，因而系统绝对稳定，使得具有任何处于一三象限的滑行之力建模形式的系统均可对指令进行稳定渐进跟踪。由图 8(e)可以看出，三种形式的滑行之力在仿真过程中的量值相差很大，且变化剧烈。由滑行之力的建模形式可知，滑行之力的正方向与体坐标系的 z 轴正方向相反。由图 8(e)，在整个下潜过程中，航行体尾部先和空泡下壁作用产生向上的升力来平衡重力。而后在临界点 0.275 s 、 0.314 s 和 0.359 s 处，三种滑行之力分别消失，由于在临界点处滑行之力并不光滑，而尾舵的控制输出滞后于姿态变化，无法及时产生额外升力补偿滑行之力，使得航行体的力和力矩平衡被破坏，出现向下的合外力和正向的合俯仰力矩，进而在图 8(b)和图 8(d)中，就是有正向的纵向速度波动和正向的俯仰角速度波动。最后，三种滑行之力分别消失，表示航行体尾部全部处于空泡之中，不与空泡壁发生作用，航行体尾部的升力全部由尾舵提供，航行体稳定巡航，因而所设计的鲁棒控制器是有效的。

航行体在水下高速航行时，会受到各种因素的影响，除滑行之力的建模不确定性外，滑行之力模型中的重要参数也极易发生改变，考虑文献[12]中 Logvinovich 提出的滑行之力模型：

$$F_L = V^2 \left[1 - \left(\frac{R_c - R}{h'R + R_c - R} \right)^2 \right] \frac{1 + h'}{1 + 2h'} \alpha \quad (20)$$

由式(20)可知，滑行之力与航行体尾舵处的空泡半径 R_c 关系紧密，由于航行体尾部运动形式改变较快，尾舵处空泡壁上的流体压力变化剧烈等因素，尾舵处的空泡半径 R_c 极易发生摄动，使得滑行之力的表现形式和大小发生不可预知的改变。

为了研究滑行之力参数 R_c 发生变化给航行体控制带来的影响，考虑 R_c 上下摄动的情况。从实际来看，若 R_c 向上摄动过大，将使得尾舵无法伸出空泡，

也就不能为航行体提供控制作用;若 R_c 向下摄动过大,将使得空泡无法包裹住整个航行体,航行体所受阻力将显著升高。总之,为使本文讨论的情况具有实际意义,假设 R_c 上下摄动 20% 的情况,即 $R_{c1} = 1.2R_c = 0.1082$ 和 $R_{c2} = 0.8R_c = 0.0721$, 其对应的非线性环节与纵向速度的关系如图 9 所示。

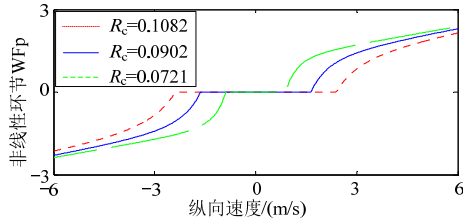
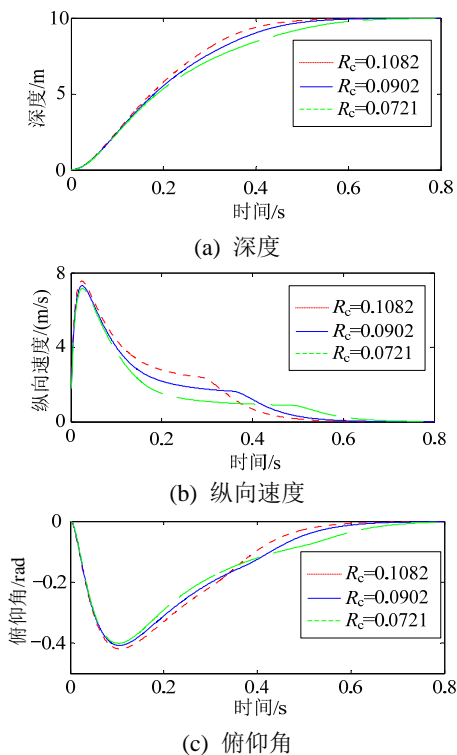


图 9 R_c 摄动情况下的滑行之力与速度关系

Fig.9 Planing force vs vertical speed with disturbance of R_c

由图 9 可知, R_c 的变化不仅使得滑行之力量值急剧上升或下降,同时图中滑行之力的死区临界点变化很大,当 R_c 不变时,临界点为 $w_{th} = 1.64$, R_c 向上摄动 20% 时,临界点为 $w_{th} = 2.39$,而当 R_c 向下摄动 20% 时,临界点为 $w_{th} = 0.88$ 。另外,观察向下摄动情况的滑行之力曲线,不仅滑行之力的死区临界点降低,且临界点附近滑行之力曲线斜率更大,在死区外,极小的纵向速度改变即可造成显著的滑行之力量值变化,这种情况下航行体的控制环境更加恶劣。

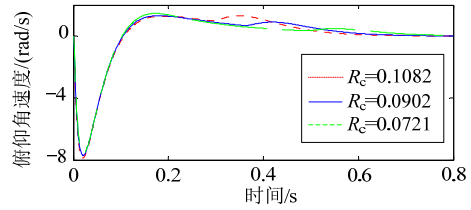
仍然采用所设计的控制器以及初始条件,仿真结果如图 10 所示。



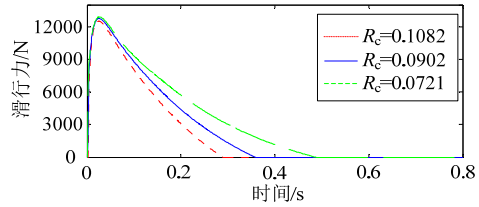
(a) 深度

(b) 纵向速度

(c) 俯仰角



(d) 俯仰角速度



(e) 滑行之力

图 10 R_c 摄动情况下的仿真结果

Fig.10 Simulation results with disturbance of R_c

图 10(e)给出了滑行之力在仿真过程中的变化曲线。其中,标称值情况滑行之力在 0.359 s 消失,向上和向下摄动的滑行之力则分别在 0.289 s、0.488 s 消失。同建模不确定的情况类似,滑行之力的突然消失导致力和力矩平衡被破坏,使得最终的状态曲线在对应时刻出现上下波动。虽然 R_c 的摄动导致了滑行之力形式的巨大变化,但是状态变量曲线整体平滑,且能渐进跟踪给定指令,体现了本文所设计控制器对滑行之力参数发生较大摄动情况具有强鲁棒性。

3 结论

本文针对滑行之力建模不确定性和参数不确定性的情况,基于圆判据提出了系统在特定形式下绝对稳定的充分条件,并依据该条件设计了一种状态反馈极点配置控制器。仿真分析表明,本文提出的方法能够使系统在建模不确定性和参数不确定性的情况下仍然具有全局绝对稳定性,并且系统在上述两种不确定性情况下的鲁棒优势十分明显,同时,控制器设计较为简单,非常适合工程应用。

参考文献:

- [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] Kirschner I N, Uhlman J S. Overview of high-speed supercavitating vehicle control [C]// Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Keystone, Colorado: American Institute of Aeronautics and Stronautics, 2006: 3100—116.
- [3] 金大桥, 王聪, 魏英杰, 董磊, 邹振祝. 水下射弹自然超空泡减阻特性的数值模拟[J]. 工程力学, 2010, 27(6):

- 202—208.
- Jin Daqiao, Wang Cong, Wei Yingjie, Dong Lei, Zou Zhenzhu. Numerical simulation on drag reduction of natural supercavitation induced by underwater projectile [J]. *Engineering Mechanics*, 2010, 27(6): 202—208. (in Chinese)
- [4] 金大桥, 王聪, 魏英杰, 余锋, 邹振祝. 通气超空泡水下射弹实验研究[J]. *工程力学*, 2011, 28(9): 214—217.
- Jin Daqiao, Wang Cong, Wei Yingjie, Cao Wei, Yu Feng, Zou Zhenzhu. Experimental study of ventilated supercavity by underwater projectile [J]. *Engineering Mechanics*, 2011, 28(9): 214—217. (in Chinese)
- [5] 王海斌, 王聪, 魏英杰, 于开平, 张嘉钟, 贾力平. 轴对称航行体通气超空泡的特性实验研究[J]. *工程力学*, 2007, 24(2): 166—171.
- Wang Haibin, Wang Cong, Wei Yingjie, Yu Kaiping, Zhang Jiazong, Jia Liping. Experimental investigation of ventilated supercavity on symmetrical underwater bodies [J]. *Engineering Mechanics*, 2007, 24(2): 166—171. (in Chinese)
- [6] Dzielski 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.
- [7] 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.
- [8] Kulkarni S S, Pratap R. Studies on the dynamics of a supercavitating projectile [J]. *Applied Mathematical Modelling*, 2000, 24(2): 113—129.
- [9] 赵新华, 孙尧, 莫宏伟, 李雪莲. 水下超高速航行体纵向运动的控制方法研究[J]. *工程力学*, 2009, 26(2): 242—246.
- Zhao Xinhua, Sun Yao, Mo Hongwei, Li Xuelian. Longitudinal motion control of underwater high-speed vehicle [J]. *Engineering Mechanics*, 2009, 26(2): 242—246.
- [10] Lin G, Balachandran B, Abed E H. Dynamics and control of supercavitating vehicles [J]. *Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control*, 2008, 130(2): 021003-1—021003-11.
- [11] Hassan K Khalil. *Nonlinear systems* [M]. Englewood Cliffs, NJ: Prentice-Hall, 2002: 264—270.
- [12] Logvinovich G V. Some problems in planing surfaces [J]. *Trudy TsAGI*, 1980, 2052: 3—12.
- [13] Paryshev E V. Mathematical modeling of unsteady cavity flows [C]. Osaka, Japan: Fifth International Symposium on Cavitation (CAV 2003), 2003: 1—18.
- [14] Hassan S. E. Analysis of hydrodynamic planing forces associated with cavity riding vehicles [C]. NUWCNOT Technical Memorandum 90085, 1999.
- [15] Vincent Nguyen. Dynamics and control of non-smooth systems with applications to supercavitating vehicles [M]. United States: Proquest, Umi Dissertation Publishing, 2012: 26—31.

附录:

参数表达式:

$$a_{22} = \frac{CVT}{m} \left(\frac{-1-n}{L} S + \frac{17}{36} nL \right), \quad a_{24} = VTS \left(C_1 \frac{-n}{m} + \frac{7}{9} \right),$$

$$a_{42} = C_1 VT \left(\frac{17}{36} - \frac{11}{36} n \right), \quad a_{44} = \frac{-11C_1 VTnL}{36m},$$

$$b_{21} = \frac{C_1 V^2 Tn}{m} \left(\frac{-S}{L} + \frac{17}{36} L \right), \quad b_{22} = -\frac{C_1 V^2 TS}{mL},$$

$$b_{41} = -\frac{11}{36} \frac{C_1 V^2 Tn}{m}, \quad b_{42} = \frac{17}{36} \frac{C_1 V^2 T}{m}, \quad e_2 = \frac{T}{m} \left(-\frac{17}{36} L + \frac{S}{L} \right),$$

$$e_4 = \frac{11T}{36m}, \quad S = \frac{11}{60} R^2 + \frac{133}{405} L^2, \quad C_x = C_{x0}(1 + \sigma),$$

$$T = \frac{1}{(7/9)S - (289/1296)L^2}, \quad K_1 = \frac{L}{R_n} \left(\frac{1.92}{\sigma} - 3 \right)^{-1} - 1,$$

$$K_2 = \left[1 - \left(1 - \frac{4.5\sigma}{1+\sigma} \right) K_1^{40/17} \right]^{1/2},$$

$$\dot{R}_c = -\frac{20}{19} \left(0.82 \frac{1+\sigma}{\sigma} \right)^{1/2} V \left(1 - \frac{4.5\sigma}{1+\sigma} \right) K_1^{23/17} / K_2 \left(\frac{1.92}{\sigma} - 3 \right).$$