基于尾流的超空泡航行体变结构制导律设计

李惠峰 张任天 宋 佳

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 针对超空泡航行体机动能力差、探测手段有限等特点,提出了一种基于目标舰船尾流梯度信息的变结构制导律. 通过激光探测机动目标的尾流信息,动态解算尾流梯度方向;采用滑模变结构理论设计制导律,实现对尾流梯度方向的精确跟踪,最终完成对目标舰船的精确打击. 该方法利用目标尾流信息,避免对目标运动状态进行复杂估计计算,不仅降低了对机动能力的要求,同时大大减小能量消耗,提高了有效航程. 仿真结果表明,系统响应迅速,可以实现快速精确的目标跟踪打击,且具有很强的鲁棒性和抗干扰性.

关 键 词: 尾流梯度; 超空泡航行体; 制导律; 滑模变结构

中图分类号: TJ 765

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2012)08-0987-05

Novel sliding-mode guidance law for supercavitating vehicles based on wake information

Li Huifeng Zhang Rentian Song Jia

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: A novel sliding-mode guidance law was proposed making use of gradient information of ship wakes, to tackle the problems in current supercavitating vehicle such as poor maneuvering capability and limited detection methods. The wake gradient direction was dynamically determined according to the wakes of moving targets that were detected by the laser. The design of guidance law based on the sliding-mode theory guaranteed accurate tracking in the wake gradient direction till the final hits on the target ship. By using the wake information of targets, this scheme avoids the estimation of target motion states, which can benefit in reducing the energy consumption and improving the vehicle voyage significantly. Simulation results shows that the proposed method can guarantee the supercavitating vehicle's rapid and accurate hits over targets, while at the same time, gaining strong robustness and interference immunity.

Key words: wake gradient; supercavitating vehicle; guidance law; sliding-mode

采用超空泡减阻技术的水下航行体航行速度快,突防能力强,已成为现代反舰的重要手段,越来越受到各国海军的高度重视. 然而超空泡航行体只有空化器、舵面及部分尾部与水接触,沾湿面积的减少使航行体丧失了大部分浮力,同时航行体与空泡之间存在强烈的非线性作用,并且因空化效应产生包裹航行体的空泡严重制约了航行体的机动能力. 这些与常规航行体的显著区别给超空泡航行体的稳定及机动带来了极大的困难.

文献[1]在航行体滑行力计算中考虑空泡记忆效应,使用预测控制实现避障跟踪;文献[2]用滑模控制和线性参数可变控制研究了超空泡航行体的控制;文献[3]建立了超空泡航行体的六自由度非线性模型,采用小扰动理论线性化模型,之后使用线性二次型方法和线性鲁棒控制方法进行控制. 以上研究主要关注超空泡航行体的运动稳定与控制问题,而对超空泡航行体的另一个关键技术制导问题目前国内外都少有研究.

收稿日期: 2011-03-29; **网络出版时间**: 2012-08-23 14:55

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20120823.1455.004.html

作者简介: 李惠峰(1970 -),女,陕西蒲城人,教授,lihuifeng@buaa.edu.cn.

传统制导方法对航行体机动性能要求较高且需要对目标进行复杂的运动估算,响应速度慢,鲁棒性差,不能适应超空泡航行体的制导要求. 尾流制导通过探测舰船尾流信息而发现并导引航行体跟踪目标. 其中,激光尾流探测利用舰船尾流的激光散射效应来感知尾流,具有抗干扰力强、探测距离远、响应速度快等特点. 常规的激光尾流制导需要航行体需要在较大范围内做蛇形运动,使航行体的航程损失大大增加. 更为关键的是,受机动能力限制,超空泡航行体穿出尾流后很难再检测到尾流,从而导致丢失目标.

本文提出一种基于舰船尾流梯度信息的变结构制导律. 首先,通过三波束激光探测得到航行体当前位置的舰船尾流强度,进而实时解算得到尾流梯度信息;针对超空泡航行体航行速度快、机动性差,在目标舰船机动逃逸时容易脱靶等特点,采用抗干扰鲁棒性强的滑模变结构方法设计制导律. 这种制导方法使航行体一直在尾流区内部,沿尾流数密度变化最大方向追随目标舰船运动,从而减少航行体穿出尾流区的概率,提高了航行体的有效航程,尤其对于超空泡航行体一类的高速水下航行器具有很好的适应性.

1 舰船尾流建模

1.1 尾流的几何特征

尾流的几何特征包括尾流的长度,尾流的宽度以及尾流水平面内的扩展角等. 如图 1 所示为尾流区域在水平面分布的示意图.

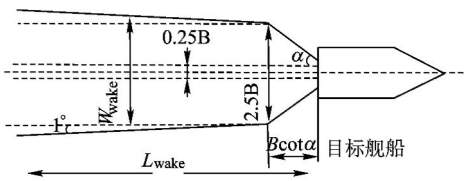


图 1 尾流在水平面分布示意图

尾流长度为[4]:

$$L_A = C_A \cdot V_m \tag{1}$$

其中,L_A 为尾流长度;C_A 为常数,与海况及尾流自导探测能力有关;V_m 为目标舰船的速度大小.

尾流宽度为[4]:

$$W_A = \begin{cases} 0.5B + L_A \tan\alpha & L_A \leqslant B\cot\alpha \\ 2.5B + (L_A - B\cot\alpha)\tan 1° & L_A > B\cot\alpha \end{cases} \tag{2}$$

其中,W_A 为尾流宽度;B 为舰船宽度;α 为尾流初始扩展角的大小.

1.2 尾流的气泡数密度模型

水面舰船航行产生的尾流强度与舰船的航行速度、吨位、吃水及海况等都有关系[5],而且尾流区不同区域尾流强度也各不相同. 但是对于一个特定舰船航行环境来说,尾流强度随航行体与舰船相对位置变化而呈现出来的分布规律是比较确定的.

尾流中气泡大小的分布与海洋背景相似,但气泡数密度远高于海洋背景[5]. 舰船尾流中的气泡随时间的增加,即沿尾流长度方向,由于气泡的浮力和溶解,数密度会迅速降低,其分布服从指数衰减[6].

在尾流宽度方向上,由于螺旋桨搅动,气泡在尾流中心处密度较高,同一深度的气泡数密度分布满足高斯分布[6].

根据气泡分布特性,机动目标尾流中任一点 (x,y) 处气泡数密度的数学表达式为

$$q = \exp\left(\frac{-s}{36V_b}\right) \cdot \frac{1}{\sqrt{2\pi\sigma}} \exp\left(-\frac{(d-\mu)^2}{2\sigma^2}\right) \cdot N_1 \tag{3}$$

式中,q 表示为气泡数密度的大小;N_1 为螺旋桨处气泡数密度;$\mu = 0$;s 为在尾流长度方向上与目标的距离;d 为尾流宽度方向上与尾流中线的距离,采用传统黄金分割法搜索所求点与轨迹曲线的最短距离. 具体步骤如下所示:

1) 确定初始区间 $[a_1, b_1] = [0, t_n]$,其中 t_n 为当前时刻. 精度 $L = 10^{-6}$. 计算试探点 λ_1, μ_1,计算函数值 $f(\lambda_1)$ 和 $f(\mu_1)$. 计算公式为

$$\lambda_1 = a_1 + 0.382(b_1 - a_1) \tag{4}$$

$$\mu_1 = a_1 + 0.618(b_1 - a_1) \tag{5}$$

将式(3)改写为如下形式:

$$\left.\begin{aligned} x_b &= \frac{V_b}{0.015} \cdot \sin(0.015t + \theta_{b0}) + x_{b0} \\ y_b &= -\frac{V_b}{0.015} \cdot \cos(0.015t + \theta_{b0}) + \frac{V_b}{0.015} + y_{b0} \end{aligned}\right\} \tag{6}$$

则

$$f(t) = \sqrt{(x - x_b)^2 + (y - y_b)^2} \tag{7}$$

其中 x_b, y_b 的表达式如式(7)所示. 令 $k = 1$.

2) 若 $a_k - b_k < L$,则停止计算. 否则,当 $f(\lambda_k) > f(\mu_k)$ 时,转步骤(3);当 $f(\lambda_k) \leqslant f(\mu_k)$ 时,转步骤(4).

3) 置 $a_{k+1} = \lambda_k, b_{k+1} = b_k, \lambda_{k+1} = \mu_k$ 时

$$\mu_{k+1} = a_{k+1} + 0.618(b_{k+1} - a_{k+1}) \tag{8}$$

计算函数值 $f(\mu_{k+1})$,转步骤 5).

4) 置 $a_{k+1}=a_k, b_{k+1}=\mu_k, \mu_{k+1}=\lambda_k$ 时

$$\lambda_{k+1}=a_{k+1}+0.382(b_{k+1}-a_{k+1}) \tag{9}$$

计算函数值 $f(\lambda_{k+1})$,转步骤 5).

5) 置 $k=k+1$,返回步骤 2).

为了使尾流模型与实际符合,在此将 σ 定义为变量,让其与 s 呈线性关系. 假设在尾流边界处为 $d=3\sigma$,则 σ 如下式所定义:

$$\sigma=\begin{cases}\dfrac{\tan\alpha(s-B\cot\alpha)+1.25B}{3} & s\leqslant B\cot\alpha\\ \dfrac{\tan 1°(s-B\cot\alpha)+1.25B}{3} & s>B\cot\alpha\end{cases} \tag{10}$$

2　基于尾流梯度变结构制导律设计

2.1　探测方案及尾流梯度解算

尾流探测方式采用后向激光探测,即航行体向上发射激光束并接收后向散射光,如图 2 所示.

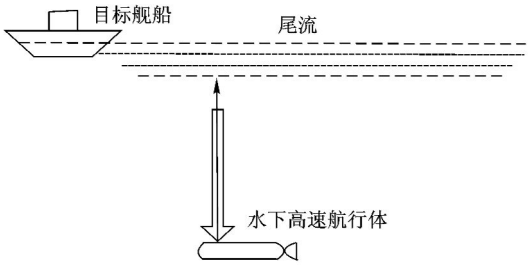


图 2　尾流后向探测示意图

采用三波束导引探测方式,激光探测通道安装位于航行体头部的无空泡分离部位,即圆锥形空化器上. 探测通道按一定角度安装,左右两通道对称. 3 个通道分别向左、向上、向右发射探测波束,各个通道之间互不干扰,因此 3 个探测通道可以分别看做一个单波束探测通道. 如图 3 所示.

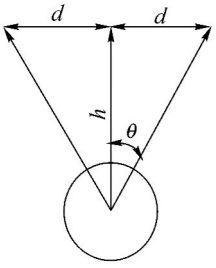


图 3　三波束探测示意图

其中,h 为航行体攻击深度,θ 为通道安装夹角. 则 $d=h\cdot\tan\theta$.

假设采样周期 Δt 足够小,在此时间内,航行体迅速做直线运动;假设航行体侧滑角足够小可以忽略,即航行体纵轴与航行体速度方向一致;假设 3 个探测通道的时间差,即认为 3 个探测通道可同时发射波束并同时接收波束.

在 n 时刻,可以得到 A,B,C 三点的尾流气泡数密度 q_{p1n},q_{p2n},q_{p3n},同理,$n+\Delta t$ 时刻,得到 q_{p1n1}, q_{p2n1},q_{p3n1}. 然后在航行体坐标系中解算 B 点在 x 轴方向和 y 轴方向的梯度. 如图 4 所示.

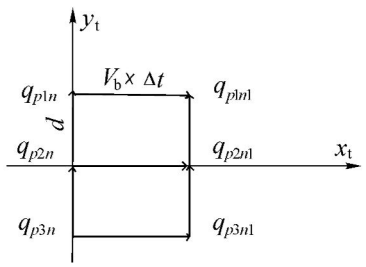


图 4　航行体坐标系下梯度示意图

$$\begin{bmatrix}g_{x_nt}\\ g_{y_nt}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\dfrac{1}{2V_b\cdot\Delta t}(q_{p1n1}-q_{p1n}+q_{p2n1}-q_{p2n}+q_{p3n1}-q_{p3n})\\ \dfrac{1}{4d}(q_{p1n}-q_{p3n}+q_{p1n1}-q_{p3n1})\end{bmatrix} \tag{11}$$

将航行体坐标系中的尾流梯度转换到惯性坐标系中可得

$$\begin{bmatrix}g_{x_ni}\\ g_{y_ni}\end{bmatrix}=\boldsymbol{A}_{ti}\cdot\begin{bmatrix}g_{x_nt}\\ g_{y_nt}\end{bmatrix} \tag{12}$$

其中 $\boldsymbol{A}_{ti}$ 为从航行体坐标系转换到惯性坐标系的转换矩阵:

$$\boldsymbol{A}_{ti}=\begin{bmatrix}\cos\theta_{t_n} & -\sin\theta_{t_n}\\ \sin\theta_{t_n} & \cos\theta_{t_n}\end{bmatrix} \tag{13}$$

尾流梯度矢量实际最终将指向目标舰船. 根据以上推导可以得到(部分区域的)尾流的梯度矢量图,如图 5 所示.

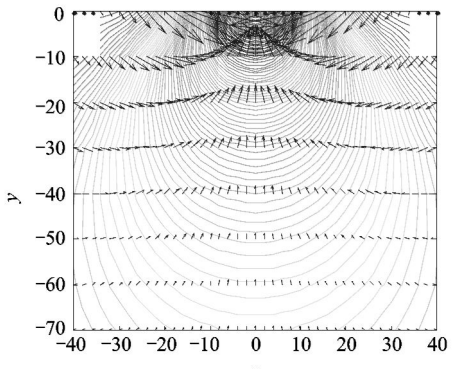


图 5　尾流梯度矢量图

2.2　变结构制导律设计

根据尾流梯度信息得到梯度方向:

$$\eta=\arctan(kg_{y_ni}/g_{x_ni}) \tag{14}$$

其中,g_{x_ni},g_{y_ni} 分别为当前位置在惯性系下尾流气泡数密度对 x 轴、y 轴的梯度;k 为无量纲

的调节参数.

考虑到水下复杂的环境干扰及目标舰船的机动逃逸,利用具有对参数变化和系统未建模部分不敏感和极强的抗干扰性等特点[7-8]的滑模变结构方法设计制导律.

弹道偏差定义为

$$\varepsilon(t) = \psi(t) - \eta \tag{15}$$

设计滑动模态函数为

$$s(t) = \varepsilon(t) \tag{16}$$

设计趋近律为

$$\dot{s} = -\mu \mathrm{sign}(s(t)/h) \tag{17}$$

其中,μ,h 均为正参数,调节 μ 可以改变趋近律的最大值,调节 h 可以改变误差的衰减率.

对 $s(t)$求导,并利用梯度信息得到制导律:

$$u(t) = -\mu \mathrm{sign}((\psi(t) - \arctan(kg_{y_ni}/g_{x_ni}))/h) \tag{18}$$

为避免系统的抖振及由其激励起系统中未建模高频运动成分,引起系统的高频振荡[9-10]. 引入削弱抖振的制导策略,将原趋近律的符号函数替换为双曲正切函数 $y = \tan h(x)$,即

$$\dot{s} = -\varepsilon \tan h(s(t)/h) \tag{19}$$

得到

$$u(t) = -\mu \tan h((\psi(t) - \arctan(kg_{y_ni}/g_{x_ni}))/h) \tag{20}$$

考虑到超空泡航行体机动能力有限,加入饱和限幅后制导律大小为

$$\dot{\Psi}(t) = \begin{cases} u(t) & |u| < \dot{\Psi}_{\max} \\ \dot{\Psi}_{\max} & |u| \geqslant \dot{\Psi}_{\max} \end{cases} \tag{21}$$

3 仿真结果及分析

为验证制导律设计性能,以水面舰船为攻击目标,模拟真实情况对其进行仿真分析. 设定目标舰船速度 $V_m = 15$ m/s,舰船宽度 $B = 40.8$ m,目标在惯性系下初始位置$(x_{b0}, y_{b0}) = (700, 0)$,以恒定的角速率 0.015 rad/s 进行机动逃逸,尾流初始扩散角 $\alpha = 30°$. 航行体速度为 $V_t = 100$ m/s,在舰船运动 120 s 后发射,即航行体进入尾流距离舰船 1 800 m. 考虑复杂的水下环境干扰误差,航行体惯性系下初始位置为$(x_{r0}, y_{r0}) = (700, -30)$. 航行体攻击深度为 5 m,探测波束夹角 $\theta = 45°$. 参考"梭鱼"超空泡航行体机动性能[11],航行体最大转弯速率设为 0.523 6 rad/s. 制导律中参数 $k = 1$,$\mu = 5$,$h = 0.5$.

分别用常规比例制导律和基于尾流梯度信息的变结构制导律对制导过程进行对比仿真及结果分析. 如图 6 所示为采取常规比例制导律,在航行体初始航向角分别为 30°,0°, -30°时,得到仿真结果.

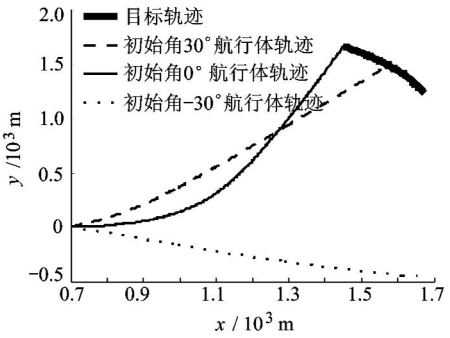


图 6 比例制导仿真结果

由图 6 可以看出,在初始航向角理想情况下,超空泡航行体采用常规比例制导律同样可以击中目标. 但是当初始航向角变化较大时,由于超空泡航行体的弱机动能力而产生很大的脱靶量. 因此,对于超空泡航行体的制导采用常规比例制导不是一种理想的方法.

若采用基于尾流梯度的变结构制导律,初始的航向角 $\Psi_r = -30°$,如图 7 ~ 图 10 所示分别给出航行体弹道轨迹和目标轨迹、弹道偏角角速度、弹道偏角及角跟踪误差的仿真结果.

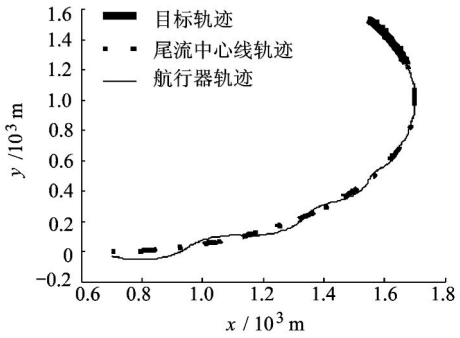


图 7 航行体轨迹与目标轨迹

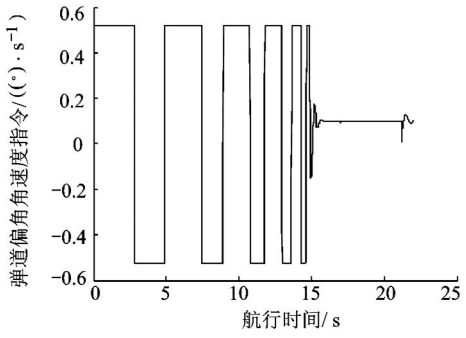


图 8 弹道偏角角速度指令

图 7 所示为航行体的弹道轨迹与目标轨迹,可以看出在一定初始位置误差和初始航向偏角误

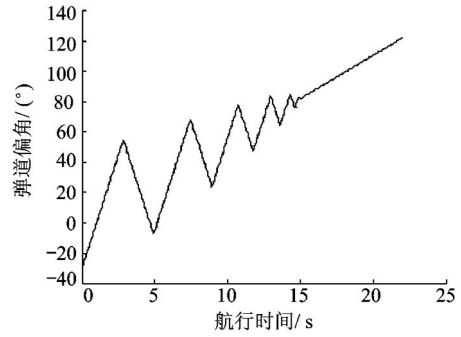


图 9　弹道偏角

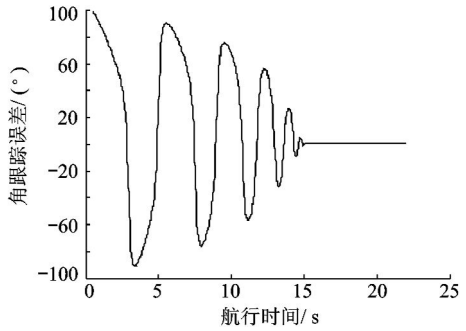


图 10　角跟踪误差

差的情况下,航行体仍然能很快的跟踪上尾流,最后击中目标. 图 8 所示为给出的弹道偏角角速度指令,初始阶段由于航行体位置误差和弹道偏角误差均很大,因此弹道偏角角速度指令较大,达到航行体最大机动能力限制,最后阶段航行体对尾流实现完全跟踪,弹道偏角角速度指令接近于 0. 图 9 所示为航行体弹道偏角,初始阶段弹道偏角振荡较大,但很快跟踪上期望弹道偏角. 图 10 所示为航行体的角跟踪误差,初始阶段误差很大,但在制导律作用下很快收敛到 0 附近.

相同初始条件下,分别采用比例制导及文中所设计制导律仿真结果脱靶量对比如表 1 所示.

表 1　脱靶量对比表

起始角/(°)	脱靶量	
	比例制导	尾流梯度
-30	1556	0.2530
0	0.3176	0.1422
30	0.5689	0.2774

从表 1 可以看出:在相同的初始条件下,航行体采用基于尾流梯度的变结构制导律脱靶量明显小于通常的比例制导律. 更为关键的是,尾流梯度制导律有很好的鲁棒性,在航行体初始角度变化较大情况下依然保持很小的脱靶量.

4　结　论

本文提出了一种基于尾流梯度信息的变结构制导律. 避免了常规尾流自导的蛇形搜索,不再以进入或穿出尾流作为制导装置发出旋回信号的依据,而是使航行体一直在尾流区内部沿尾流数密度变化最大方向追随目标舰船运动,从而降低了对航行体机动性能的要求,仿真结果表明,在一定的初始误差下,超空泡航行体可以很快的跟上目标,最后击中目标,并且具有很强的鲁棒性和抗干扰性,对于超空泡航行体一类的高速水下航行体具有很好的适应性,具有一定的理论意义及工程应用价值.

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] Mao Xiaofeng, Wang Qian. Nonlinear control design for a supercavitating vehicle[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2009, 17(4): 816 - 832

[3] Goel A. Robust control of supercavitating vehicles in the presence of dynamic and uncertain cavity[D]. Florida: Department of Aerospace Engineering, University of Florida, 2005

[4] 高江,张静远,杨力. 舰船气泡尾流特性研究现状[J]. 舰船科学技术,2008,30(4):27 - 32
Gao Jiang, Zhang Jingyuan, Yang Li. The present situation of research on shipwake characteristic[J]. Ship Science and Technology, 2008, 30(4): 27 - 32(in Chinese)

[5] Balser M, Harkless C, Mclaren W, et al. Bragg-wave scattering and the narrow-vee wake[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 1998, 36(2): 576 - 588

[6] 赵向涛,孙续文,周明. 尾流自导鱼雷弹道逻辑仿真[J]. 鱼雷技术,2009,17(2):40 - 44
Zhao Xiangtao, Sun Xuwen, Zhou Ming. Simulation of trajectory logic for wake homing torpedo[J]. Torpedo Technology, 2009, 17(2): 40 - 44(in Chinese)

[7] Niu Y, Lam J, Wang X. Sliding-mode control for uncertain neutral delay systems[J]. Control Theory Applications, 2004, 151(1): 38 - 44

[8] Lin W S, Chen C S. Robust adaptive sliding mode control using fuzzy modelling for a class of uncertain MIMO nonlinear systems[J]. Control Theory and Applications, 2002, 149(3): 192 - 201

[9] Liu X J, Guan P, Liu J Z. Fuzzy sliding mode attitude control of satellite[C]//Camacho E F. IEEE Conference on Decision and Control. Seville: IEEE Press, 2005: 1970 - 1975

[10] Jovan D B, Li S M. Robust adaptive variable structure control of spacecraft under control input saturation[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2001, 24(1): 14 - 22

[11] 丛敏,刘乐华. 德国 BARRACUDA 超空泡高速水下导弹的制导与控制[J]. 飞航导弹,2007(5):38 - 43
Cong Min, Liu Lehua. Guidance and control of high-speed supercavitating missile for Germany BARRACUDA[J]. Winged Missiles Journal, 2007(5): 38 - 43(in Chinese)

(编　辑:张　嵘)