

空空导弹末端制导变结构导引律研究

展建超, 袁晓梅, 马潇潇, 刘志坚

空军勤务学院, 江苏徐州 221000

摘要 空空导弹末端控制段适用的导引规律, 必须确保在目标实施最佳逃逸策略时, 导弹以最小的脱靶量命中它。由于目标机动特性较难掌握, 为了提高导弹的命中精度, 在实际工程设计中, 要求导弹飞行控制系统具有更高的机动过载和更小的时间常数。而直接力控制技术的引入, 可明显提高导弹最大可用过载, 减小导弹飞控系统时间常数。本文以比例导引律为基础, 将目标机动视为未知的有界干扰, 设计一种变结构导引律, 利用变结构控制系统的干扰不变特性, 克服目标机动的影响, 实现目标有界机动条件下视线角速度的零化, 使导弹飞行弹道在制导过程的中后段呈现出平行接近法的特性, 以改善导弹制导性能。经对制导回路进行稳定性分析, 对具有直接力控制与不具有直接力控制的制导系统分别进行仿真分析, 表明在末端控制中, 变结构导引律比一般的比例导引律脱靶量更小, 引入直接力控制后效果更为明显。

关键词 空空导弹; 末端控制; 导引律; 变结构控制

中图分类号 TJ765

文献标志码 A

doi 10.3981/j.issn.1000-7857.2013.22.011

Variable Structure Guidance Law of Air-to-Air Missile in Endgame

ZHAN Jianchao, YUAN Xiaomei, MA Xiaoxiao, LIU Zhijian

Air Force Logistic College, Xuzhou 221000, Jiangsu Province, China

Abstract The suitable guidance law of air-to-air in Endgame must ensure that the missile with the minimum miss-distance hits the target implementing best escape strategy. Because the characteristic of maneuverable target is hard to be mastered, and in order to improve the hit accuracy of missile, it required the higher motor overload and the smaller time constant of missile flight control system in practical design of engineering. Thus introduce of reaction-jet control can obviously improve the missile maximum available overload, and reduce the time constant of missile flight control system. In this paper a variable structure guidance law is designed based on the proportional guidance law. Variable structure control system can provide the same features to overcome the influence of target maneuver, and achieve the goal of zero under the bounded maneuvering condition of LOS angular velocity, which made the ballistic flight to show the characteristics of parallel approaching method in the missile-after guidance process, and then it can improve the missile guidance performance. Analysis of the guidance loop on the stability and simulation analysis of the guidance system with or without the reaction-jet controller demonstrated that the miss-distance of the variable structure guidance law is smaller than PNG and the effect is better with reaction-jet controller.

Keywords air-to-air missile; endgame; guidance law; variable structure control

0 引言

现代高技术战争中, 作战飞机的机动性大大增强, 这为空空导弹的末端精确制导提出了新的要求。在弹道末端阶段, 导弹与目标距离近, 博弈时间短, 目标信息相对减少, 被估计量不可能完全精确, 加之环境噪声、目标机动等一些不确定因素, 在导引过程中, 参数随时都可能存在干扰或摄动。因而, 以比例导引律为代表的古典制导律的脱靶量将大大增

加。最优导引律、微分对策等现代导引律适用于目标大机动的情况, 但存在严重依赖模型、所需的测量信息量大等缺点, 较难用于实际, 命中精度不理想^[1]。

变结构制导律受测量噪声影响小, 且不需要考虑实际中难以预测的目标机动信息, 不需要进行弹目运动学环节的线性化, 可以直接采用非线性系统的动力学模型, 通过合理的滑动面函数和控制器选择来保证非线性系统的全局渐近稳

收稿日期: 2012-11-12; 修回日期: 2013-06-18

作者简介: 展建超, 讲师, 研究方向为航弹工程、导弹制导与控制, 电子信箱: zjc_9999@163.com

定^[2,3]。参数变化时,变结构控制器具有不变性,且在保证系统稳定的条件下具有很强的抗干扰能力,有对干扰鲁棒和参数摄动鲁棒的优点,给导弹拦截系统制导规律设计开辟了新的途径,这种导引方法非常适用于导弹末端控制(endgame)阶段的制导策略^[4-6]。

此外,采用直接力辅助控制,可以弥补气动力的不足,增强导弹的机动性,提高空空导弹的响应速度和命中精度,改善空空导弹攻击高速、高机动目标的能力。考虑到变结构制导指令的开关特性能够与直接力控制喷流机构提供的附加侧向过载相配合^[7,8],同时考虑到直接力控制能更好地为导弹提供快速响应能力,因此,可以将直接力控制导弹变结构制导作为空空导弹末端优化制导控制策略。本文对空空导弹末端制导进行变结构导引律设计和稳定性分析,对引入直接力控制的末端制导系统性能进行理论研究和仿真分析。

1 变结构导引律设计

对纵向平面拦截情况进行分析。选择视线坐标系作为导弹和目标相对运动的参考坐标系,原点位于导弹的质心, X 轴与末端制导初始时刻的视线平行, Y 轴在纵向平面内指向导弹上方,与 X 轴垂直。导弹与目标的几何关系如图1所示。其中, R 代表导弹-目标间的相对距离, q 代表导弹-目标间的视线角; V_M 代表导弹速度, θ_M 为弹道倾角; V_T, θ_T 分别为目标速度及速度方向角, η_M, η_T 分别表示导弹前置角和目标前置角^[9-11]。

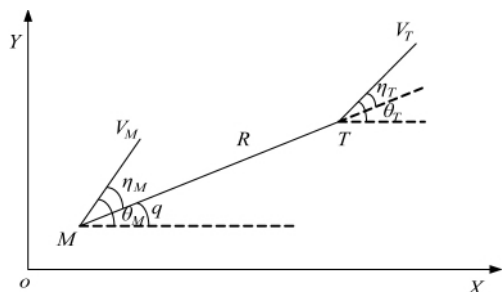


图1 导弹(M)与目标(T)的相对运动关系

Fig. 1 Relative motion between the missile and target

建立导弹-目标相对运动模型:

$$\begin{cases} \dot{R} = -V_M \cos \eta_M + V_T \cos \eta_T \\ R\dot{q} = V_M \sin \eta_M - V_T \sin \eta_T \\ q - \theta_M = \eta_M \\ q - \theta_T = \eta_T \end{cases} \quad (1)$$

其中, \dot{q} 为视线角速度, \dot{R} 为距离变化量。假定:①将导弹和目标看成质点;②导弹速度 V_M 和目标速度 V_T 皆为常数,且导弹速度大于目标速度;③目标加速度 a_T 有界,且上界已知,即 $|a_T| < \alpha$, α 为目标最大机动加速度。

将变结构控制理论用于制导律设计。

首先,确定开关平面

$$S = \dot{q} \quad (2)$$

因为制导律的设计目标是在目标做有界机动时,使目标视线角速度 \dot{q} 零化。而这样选择开关平面,变结构控制可以保证系统状态在有限时间内命中开关平面,使 \dot{q} 在有限时间内零化。

然后,设计一种控制规律,使 $S=0$ 成为滑动开关线。构造以下李亚普诺夫函数 $V=S^2/2$,该函数是正定的。确保 $S=0$ 成为滑动开关线的充分条件是对 $S=0$ 有

$$\dot{V} = S\dot{S} < 0 \quad (3)$$

由式(1)、式(2)、式(3)可得

$$\dot{V} = \frac{\dot{q}}{R} [-2R\dot{q} - a_M \cos \eta_M + a_T \cos \eta_T] \quad (4)$$

其中, a_M 为导弹加速度, a_T 为目标加速度。将导弹的加速度指令 a_c 选为

$$a_c = K\dot{q} + W \operatorname{sgn}(\dot{q}) \quad (5)$$

使 $\dot{V} < 0$ 成立。下面讨论参数 K 和 W 的选取方法。将式(5)代入式(4),有

$$\dot{V} = \frac{1}{R} (-2R\dot{q}^2 - K\dot{q}^2 \cos \eta_M - W|\dot{q}| \cos \eta_M + \dot{q} a_T \cos \eta_T) \quad (6)$$

选取 K, W 分别为

$$\begin{aligned} K &= 2\dot{R}_{\max} / \cos \eta_{M\max} \\ W &= \alpha / \cos \eta_{M\max} \end{aligned}$$

可使 $\dot{V} < 0$ 成立。为了抑制变结构控制系统的颤振现象,修改式(5),得出无颤振变结构控制律

$$a_c = K\dot{q} + W\dot{q} / (|\dot{q}| + \delta) \quad (7)$$

式中, δ 为一小正数。

2 变结构制导回路稳定性分析

基于变结构制导律的非线性特性,传统的频域分析方法不能准确有效的对其进行稳定性分析。而圆判据是判定非线性系统绝对稳定性的一种频域形式判据,它可以理解为线性系统稳定性的奈氏判据的又一种推广。简单来说,它把奈氏判据中的点 $(-1, j0)$ 或点 $(-1/K, j0)$,换成1个表征扇形域 $K(k_1, k_2)$ 的圆,就可以按照频率特性 $W(j\omega)$ 绕此圆的圈数,来判定非线性系统的绝对稳定性,这和线性情况下 $W(j\omega)$ 绕点 $(-1, j0)$ 转的圈数来判定系统的稳定性一样。下面基于圆判据基本理论,对变结构制导回路进行稳定性分析^[12-14]。

导弹变结构制导系统结构如图2所示。

根据小扰动假定,可得运动学环节传递函数^[15]

$$G_M(s) = \frac{\Delta q}{\Delta \theta} = \frac{-V_M \cos \eta_M}{Rs + V_T \cos \eta_T - V_M \cos \eta_M} = -\frac{K_M}{T_M s - 1} \quad (8)$$

其中, $T_M = \frac{R}{-V_T \cos \eta_T + V_M \cos \eta_M} = \frac{R}{-\dot{R}}$, $K_M = \frac{V_M \cos \eta_M}{-V_T \cos \eta_T + V_M \cos \eta_M} = \frac{V_M \cos \eta_M}{-\dot{R}}$ 。

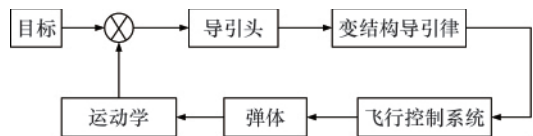


图2 导弹制导系统示意

Fig. 2 Schematic diagram of the missile guidance system

将系统化为线性前向通路和非线性反馈通路,简化后的回路如图3所示。图3中, $W(s)$ 为线性前向通路,依次为导引头、弹体环节、运动学环节; a_c 即变结构制导律,为非线性环节。

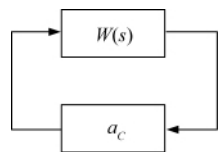


图3 简化后的制导回路示意

Fig. 3 Simplify diagram of the missile guidance system

$$W(s) = \frac{1}{\tau s + 1} \cdot \frac{1}{T_a^2 s^2 + 2T_d \xi s + 1} \cdot \frac{-K_M}{T_M s - 1} \quad (9)$$

其中, τ, T_d, ξ 为系统线性化后的特性参量(传递函数系数)。式(7)中变结构制导律中的非线性部分为 $\dot{q}/(|\dot{q}| + \delta)$,这里取 $\delta = 0.01$,那么非线性部分的扇形域为 $K[0, k_2]$ 。

根据圆判据理论,对照 $k_2 > k_1 = 0$ 情况,系统的频率特性奈氏曲线应该位于直线 $U = -1/k_2$ 的右边,这时系统就处于稳定状态。经过分析, k_2 最大可以取到 $+\infty$,那么这时 $U = 0$,为虚轴。根据圆判据画出回路的频率特性奈氏曲线,就可以判断出系统是否处于稳定状态。

以迎击的典型攻击条件为例进行分析,当弹目相对距离 R 分别为1000m和500m时,进行Matlab仿真分析(图4)。

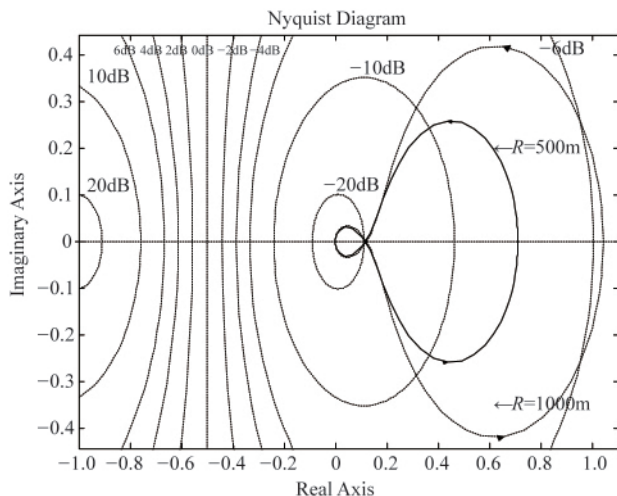


图4 相对距离 R 分别为1000m和500m时的频率特性
Fig. 4 Frequency characteristics of the relative distance are respectively 1000m and 500m

对于变结构制导律,非线性部分 $k_2 = +\infty$,那么直线 $U = -1/k_2 = 0$ 是坐标系的虚轴。从图4频率特性的位置可以看出,系统满足圆判据稳定性绝对稳定性条件,可以判定在相对距离 $R = 1000m$ 和 $R = 500m$ 两种情况下,制导系统是稳定的。

引入直接力控制,在 $R = 1000m$ 条件下,分别对具有直接力控制和不具有直接力控制的制导回路稳定特性进行仿真分析(图5)。

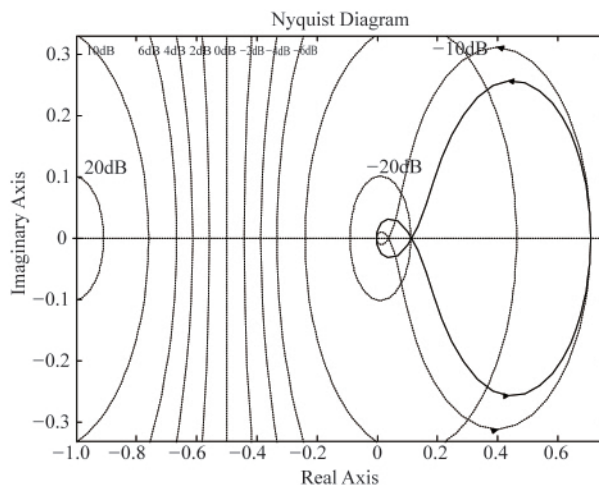


图5 $R = 1000m$ 情况下具有直接力控制和不具有直接力控制的比较

Fig. 5 Frequency characteristics of the relative distance is 1000m with reaction-jet control

根据圆判据,虚线表示的具有直接力控制制导回路的奈氏图,明显比实线表示的不具有直接力控制制导回路的奈氏图更远离直线 $U = -1/k_2 = 0$ 。就稳定性而言,具有直接力控制的制导回路好。

综上所述,变结构制导律具有很强的稳定性,且实际中在不忽略 $\delta = 0.01$ 的情况下,直线 $U = -1/k_2 \neq 0$,而是一个接近于虚轴的很小的负数。总之,使用变结构制导律的制导回路稳定性比较好。

3 制导系统仿真分析

针对弹道末端目标大机动逃逸方式,对所设计的变结构控制律进行了数字仿真。与传统的比例导引律进行对比,并对不具有直接力控制和具有直接力控制导弹的飞行状况进行对比分析。仿真初始条件: $R = 2000m, q = 30^\circ, \theta_M = 60^\circ, \theta_T = 0$,分别对拦截、迎击和尾追3种情况进行仿真,表1给出了仿真结果,图6~图9给出了典型攻击条件下弹目运动的仿真曲线。

从仿真结果的对比分析可以看出,相对于比例导引律,引入直接力控制且采用变结构导引律,导弹制导精度有效提高。

比例导引律最初的推导前提是假定目标匀速直线运动,

表 1 目标大机动时导弹的脱靶量(m)

Table 1 Missile miss distance of maneuvering targets

导弹类型	拦截		迎击		尾追	
	比例导引律	变结构导引律	比例导引律	变结构导引律	比例导引律	变结构导引律
无直接力控制	-7.3202	-5.6105	5.8616	3.6203	-8.8176	-7.4970
有直接力控制	-3.8361	-2.5174	2.5023	1.0213	-1.6459	1.2062

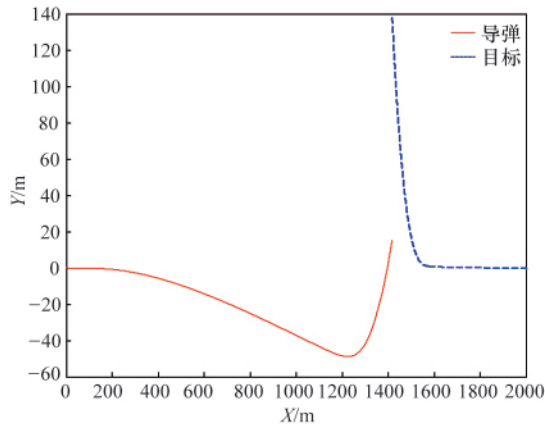


图 6 无直接力比例导引律拦截的情况
Fig. 6 Proportional guidance interception without reaction-jet

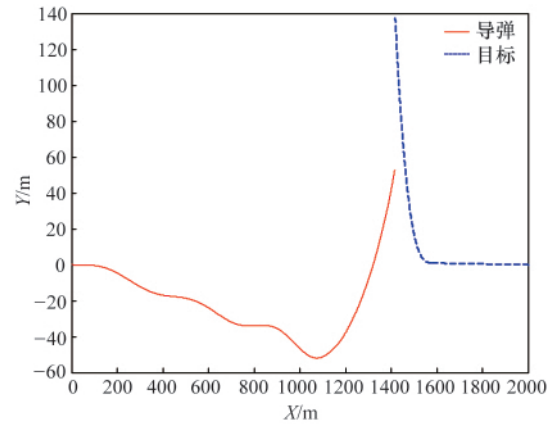


图 7 有直接力变结构导引律拦截的情况
Fig. 7 Variable structure guidance interception with reaction-jet

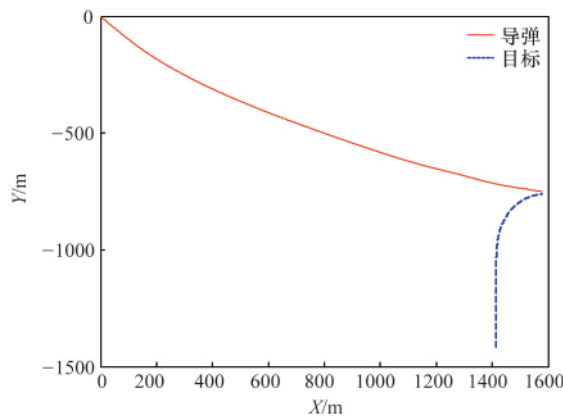


图 8 无直接力比例导引律迎击的情况
Fig. 8 Proportional guidance against oncoming reaction-jet

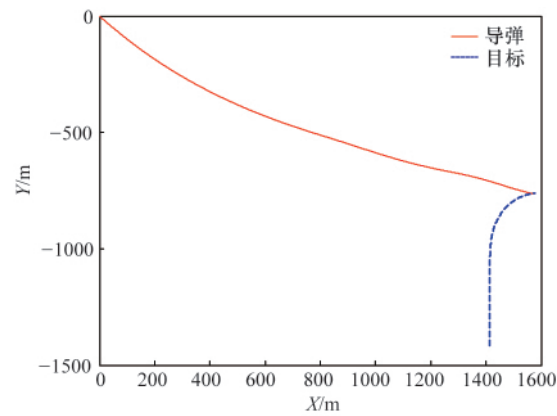


图 9 有直接力变结构导引律迎击的情况
Fig. 9 Variable structure guidance without against oncoming with reaction-jet

所以对于机动目标尤其是大机动目标来说,是存在缺陷的。而变结构导引律将目标的速度作为输入量加以考虑,通过选择变结构项的系数,能够比较容易地实现变结构制导对目标机动,所以在攻击机动目标时具有明显优势。此外,引入直接力控制的制导系统比不具有直接力控制的制导系统的制导精度高,且直接力控制实现了变结构制导所需要的导弹快速响应控制需求,也使变结构制导系统的鲁棒性大大加强。

4 结论

针对空空导弹末端制导的特点,进行了基于零化视线角速度的变结构导引律设计及稳定性分析、Matlab 仿真分析,结果表明:

(1) 在目标大机动的情况下,采用变结构导引律的制导系统比单纯比例导引律的制导系统具有更小脱靶量,制导精度更高。比例导引律对于低速、直线飞行目标命中率较高,而

变结构导引律由于考虑了目标机动能力,其鲁棒性相对强一些,尤其在迎击条件下攻击机动目标的命中率大部分高于比例导引律,但是导弹系统自身颤振消除的好坏会直接影响到脱靶量及弹道弯曲程度。

(2) 变结构导引律有助于确保具有直接力控制的非线性系统的稳定性。引入直接力控制后,可以减小飞行控制系统的响应时间,提高命中精度,而对于系统带来的非线性影响,变结构控制具有很好的抑制作用。将直接力控制和变结构制导律相结合将是空空导弹末端制导的一种优化控制策略。

参考文献 (References)

- [1] 王锡泉, 贾晓洪. 空空导弹末端控制(Endgame)技术研究[J]. 航空兵器, 1997(6): 1-6.
Wang Xiquan, Jia Xiaohong. Aero Weaponry, 1997(6): 1-6.
- [2] 侯明善. 适用于大离轴角发射的非线性最优制导规律[J]. 航空兵器, 1999(3): 9-12.
Hou Mingshan. Aero Weaponry, 1999(3): 9-12.
- [3] 顾文锦, 赵红超. 变结构控制在导弹制导中的应用综述[J]. 飞行力学, 2005, 23(1): 1-4.
Gu Wenjin, Zhao Hongchao. Flight Dynamics, 2005, 23(1): 1-4.
- [4] Zhou Di, Mu Chundi, Ling Qiang, et al. Optimal sliding-mode guidance of a homing-missile [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 1999, 12 (4): 236-241.
- [5] Zhou Di, Mu Chundi, Xu Wenli. Adaptive sliding-mode guidance of a homing missile[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1999, 22 (4): 589-594.
- [6] 钟书辉. 变结构控制在空空导弹控制系统中的应用研究[J]. 航空兵器, 2006(4): 14-17.
Zhong Shuhui. Aero Weaponry, 2006(4): 14-17.

- [7] Roger R P. The aerodynamic of jet thruster control for supersonic/hypersonic endo-interceptors: Lessons learned [C]. The 37th AIAA Acrospace Sciences Meeting & Exhibit. Reston, VA: AIAA, 1999: 441-449.
- [8] Cloutier J R, Evers J H, Feeley J J. Assessment of air-to-air missile guidance and control technology[J]. IEEE Control System Magazine, 1989, 9(6): 27-34.
- [9] Innocenti M, Pellegrini F, Nasuti F. A VSS guidance law for agile missiles[R]. AIAA-97-3473, Reston, VA: 1997: 179-188.
- [10] 郭晓楠, 贾晓洪, 王湛. 目标末端逃逸的变结构制导律研究 [J]. 航空兵器, 2006(1): 8-11.
Guo Xiaonan, Jia Xiaohong, Wang Zhan. Aero Weaponry, 2006(1): 8-11.
- [11] 王广宇. 一种新的变结构制导律研究[J]. 航天控制, 2005, 23(3): 14-19.
Wang Guangyu. Aerospace Control, 2005, 23(3): 14-19.
- [12] 徐挺, 梁晓庚, 贾晓洪. 空空导弹变结构制导系统圆判据稳定性分析 [J]. 弹箭与制导学报, 2008(6): 4-6.
Xu Ting, Liang Xiaogeng, Jia Xiaohong. Journal of Projectiles Rockets Missiles and Guidance, 2008(6): 4-6.
- [13] Vidyasagar M. 非线性系统分析 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1983: 215-271.
Vidyasagar M. Nonlinear system analysis [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 1983: 215-271.
- [14] 高为炳. 非线性控制系统导论[M]. 北京: 科学出版社, 1988: 216-283.
Gao Weibing. Nonlinear control systems [M]. Beijing: Science Press, 1988: 216-283.
- [15] 杨军, 杨晨. 现代导弹制导控制系统设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2005: 27-35.
Yang Jun, Yang Chen. Design of guidance and control system for missile[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2005: 27-35.

(责任编辑 陈广仁, 张玉肖)

· 学术动态 ·



第三届中国湖泊论坛暨第七届湖北科技论坛

为贯彻落实《国民经济和社会第十二个五年规划》、《中共中央、国务院关于加快水利改革发展的决定》和全国科技创新大会精神,深入分析我国江河湖泊生态环境面临的复杂形势,充分认识湖泊资源价值,增强湖泊保护的战略机遇意识,提高湖泊保护的危机意识、全局意识和使命意识,积极为我国从事湖泊综合治理和研究工作的科技工作者搭建交流平台,努力开展跨学科、综合性的交流和研讨,为建设资源节约型环境友好型社会、提高社会生态文明水平和建设美丽中国积极建言献策,中国科协、湖北省人民政府将于2013年10月在湖北省武汉市举办第三届中国湖泊论坛暨第七届湖北科技论坛。

一、论坛主题:健康湖泊与美丽中国

二、论坛内容:论坛由开幕式、主题报告会和专题分论坛等部分组成,将特邀有关部委领导、院士和国际知名专家作大会主题报告。专题分论坛将拟设定三个专题:1. 湖泊流域统筹管理与资源保护;2. 湖泊保护与开发利用;3. 湖泊水文生态修复与重建

三、时间和地点:拟于2013年10月24-25日在武汉市举办。

四、联系方式:

联系人:湖北省科协学会工作部 梁艳 甘沛沛 安明山

电话:027-87823336 传真:027-87823336

详情见中国科协网 <http://www.cast.org.cn/n35081/n35488/14906795.html>。