

[引用格式] 罗凯, 秦侃, 黄闯, 等. 空水跨介质鱼雷动力推进系统构型比较分析 [J]. 水下无人系统学报, 2024, 32(3): 535-541.

# 空水跨介质鱼雷动力推进系统构型比较分析

罗 凯<sup>1</sup>, 秦 侃<sup>1</sup>, 黄 闯<sup>1</sup>, 封启玺<sup>2</sup>, 李代金<sup>1</sup>, 党建军<sup>1</sup>

(1. 西北工业大学 航海学院, 陕西 西安, 710072; 2. 中国船舶集团有限公司 第七〇五研究所, 陕西 西安, 710077)

**摘 要:** 目前外军装备的跨介质鱼雷均为助推运载器+鱼雷战斗部的构成形式, 空水复用动力推进系统可使运载器与鱼雷合二为一, 从而有效提高水下攻击有效载荷量与航程, 且全寿命成本低廉, 并有发展多次出入水功能的潜力。空水复用动力推进系统在常规鱼雷动力系统的基础上改造, 使之具备空中推进和多模式切换的能力。文中针对 3 类可能的空水复用动力推进系统构型, 从运行原理、系统性能、燃料选择、系统控制、研发难度以及发展潜力等方面展开讨论。研究结果表明, 对于轻型跨介质鱼雷, 可采用单一 OTTO-II 燃料的构型, 对于重型鱼雷则倾向于采用煤油和 OTTO-II 双燃料双燃烧室系统的构型。

**关键词:** 鱼雷; 跨介质; 动力推进系统; 系统控制

中图分类号: TJ630.32; U677

文献标识码: A

文章编号: 2096-3920(2024)03-0535-07

DOI: 10.11993/j.issn.2096-3920.2024-0018

## Comparative Analysis of Power Propulsion System Configurations of Air-Water Trans-Medium Torpedoes

LUO Kai<sup>1</sup>, QIN Kan<sup>1</sup>, HUANG Chuang<sup>1</sup>, FENG Qixi<sup>2</sup>, LI Daijin<sup>1</sup>, DANG Jianjun<sup>1</sup>

(1. School of Marine Science and Technology, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China; 2. The 705 Research Institute, China State Shipbuilding Corporation Limited, Xi'an 710077, China)

**Abstract:** At present, the trans-medium torpedoes equipped by foreign military forces are all composed of booster carriers and torpedo warheads. The air-water reusable power propulsion system can integrate the carrier and torpedo into one, which can achieve larger effective underwater attack payloads, long range, and lower life cycle costs, and it has the potential to develop multiple water-entry and exit functions. The air-water reusable power propulsion system is modified based on the conventional torpedo power system, making it capable of air propulsion and multi-mode switching. In this paper, three possible configurations of air-water reusable power propulsion systems were discussed in terms of operating principles, system performance, fuel selection, system control, research and development difficulties, and development potential. It is believed that for light trans-medium torpedoes, the configuration with the single OTTO-II fuel can be used, while for heavy torpedoes, the configuration with kerosene and OTTO-II dual-fuel and dual-combustion chamber system is preferred.

**Keywords:** torpedo; trans-medium; power propulsion system; system control

## 0 引言

近年来, 各国对海洋权益与深海资源的重视度越来越高, 对军事打击与防御能力的要求不断提高, 单介质空间的航行器在多维感知、跨介质防御

等方面的局限性日渐突出<sup>[1]</sup>。为了结合导弹武器系统高速远程与鱼雷武器系统隐身性好的优势, 一种可在水下与空中 2 种介质环境中航行的跨介质航行器应运而生<sup>[2]</sup>, 其突破了介质与使用环境的约束<sup>[3-4]</sup>, 引来各国的广泛关注, 现已成为各国研究

收稿日期: 2024-02-17; 修回日期: 2024-03-27.

作者简介: 罗 凯(1972-), 男, 博士, 教授, 主要研究方向为水下能源动力.

OPEN ACCESS

的热点之一。由于水下和空中的介质密度差别近 800 倍,航行时所需的推力存在较大不同,实现这种兼顾 2 种介质航行的航行器并非易事<sup>[5]</sup>。对于跨介质航行器而言,其动力系统需要满足不同工作介质对输出功率的要求,使得航行器既可在水下稳定航行也可在空中稳定飞行,这也是其重复出入水的关键。

跨介质航行器多采用 2 种不同的动力推进方式,例如:苏联最早的“飞行潜艇”在空中采用活塞内燃机,在水下采用蓄电池供能,推动螺旋桨航行<sup>[6]</sup>;美国的大型潜水飞机在空中飞行时使用涡扇发动机,水下潜航时使用斯特林发动机<sup>[7]</sup>;美国国防高级研究计划局提出的潜水飞机在空中飞行时动力来源于航空发动机驱动螺旋桨,水下航行时使用喷水推进<sup>[8]</sup>。潜射无人机一般在水下无机动力,如 2004 年美国研发的 XFC 潜射无人机在空中由燃料电池驱动<sup>[9]</sup>。2016 年,英国 Siddall 等<sup>[10]</sup>设计的仿鳐鸟飞行器可以实现水空跨介质,其在水下与空中工作均采用螺旋桨推进。2011 年,南昌航空大学分别设计了油电混动与纯电 2 种驱动方式的无人机<sup>[9]</sup>,在水下航行时采用水下螺旋桨推进,空中飞行时由空气螺旋桨推进,试验验证了其在单一介质中工作的可行性,但由于电力有限与出水起飞时升阻较大并未完成起飞过程。

表 1 列出了其他跨介质航行器的动力方式<sup>[11]</sup>。

表 1 跨介质航行器动力方式  
Table 1 Dynamic mode of cross-medium vehicles

| 样机名称        | 供能方式      | 水下/水面推进 | 空中推进    |
|-------------|-----------|---------|---------|
| ACAT        | 甲醇燃料      | 小直径螺旋桨  | 小直径螺旋桨  |
| Sea Scout   | 航空煤油      | 空气螺旋桨   | 空气螺旋桨   |
| Flying Fish | 锂电池/太阳能电池 | 无动力漂浮   | 2 个反旋电机 |
| King Fisher | 航空煤油      | 喷气式推进   | 喷气式推进   |
| AquaMAV     | 电池        | 螺旋桨推进   | 螺旋桨推进   |

综上所述,跨介质航行器突破介质与环境约束,具有广阔的发展前景。各国已经在结构设计等方面取得了相应成果,但在关键技术领域仍存在亟待解决的问题,具有代表性的是探索适应于多介质且满足不同航速的动力系统。跨介质航行器在不同工作环境中动力系统的工作方式不同,空中飞行时可以借助空气作为氧化剂,采用喷气或螺旋桨推进;水下航行时需采用不依赖空气的

动力方式,推进方式为螺旋桨或喷水推进。由于水下和空中的介质密度差别巨大,空中和水下螺旋桨尺寸结构也差异较大,导致喷水/喷气推进装置存在不同。更重要的是,由于水下环境无法使用空气作为氧化剂,空中和水下动力系统的能源方式有很大的不同,影响了动力系统的结构形式。因此,飞机与鱼雷武器所用的动力系统目前并不能满足介质切换的需求。目前,外军装备的跨介质鱼雷均为助推运载器+鱼雷战斗部(火箭助推鱼雷)的构成形式,两者分别配装各自的动力系统,鱼雷置于助推运载器内部,二者分离后鱼雷一次入水实施作战使命<sup>[12-13]</sup>。若能将二者的动力系统合二为一,研发空水跨介质动力推进系统,将具有以下较大优势:

1) 由于只配置一套动力系统,水下鱼雷即为空中飞行器,可进一步减小飞行阻力,提升水下攻击有效载荷和航程;

2) 进一步简化系统构成,在鱼雷动力推进系统的基础上增加空中推进部件,维护保养方便,可迅速形成战斗力,训练使用中无需抛弃昂贵的飞行载体,显著降低了使用成本;

3) 可有效利用水下燃料无法完全释出的能量,且有可能以加力补燃的方式获得极大的起飞推力,使得跨介质鱼雷的多次出入水成为可能、极大地增强武器的突防能力。

从上述优势可以看出,研发空水跨介质动力推进系统收益巨大、难度可控,因此十分必要。从系统特殊性以及研制难度等角度考虑,配装跨介质鱼雷的空水复用动力推进系统都应当在常规热动力鱼雷的基础上改造,使之具备空中推进和多模式切换能力。因此,文中主要针对 3 类可能的空水复用动力推进系统构型,从运行原理、系统性能、燃料选择、系统控制、研发难度和发展潜力等方面展开讨论。

## 1 跨介质鱼雷总体参数基本关系

考虑跨介质鱼雷由机体(常规鱼雷)和机翼构成,机体阻力 $X_t$ 和机翼阻力 $X_f$ 可分别描述为

$$X_t = \frac{\rho_a}{2} S_{tca} v_a^2 \quad (1)$$

$$X_f = \frac{G}{\lambda_f} = \frac{\rho_w S_t L_t \mu g}{2 \lambda_f} \quad (2)$$

式中:  $\rho_a$  和  $\rho_w$  分别为空气和水的密度;  $S_t$  为机体横截面积;  $c_{xt}$  为机体(含尾部附体)的阻力系数;  $v_a$  为空中飞行速度;  $G$  为航行器重力;  $\lambda_f$  为机翼升阻比;  $L_t$  为鱼雷长度;  $\mu$  为鱼雷比密度;  $g$  为重力加速度。

空中飞行工况时, 考虑到燃料秒消耗量  $\dot{m}$ 、空中最大航程  $s_a$  存在如下关系

$$\dot{m} \propto X_t + X_f \quad (3)$$

$$s_a = \frac{m_f}{\dot{m}} v_a \quad (4)$$

式中,  $m_f$  为燃料携带量。

令

$$\frac{\partial s_a}{\partial v_a} = 0 \quad (5)$$

得到

$$\frac{G}{\lambda_f} = \frac{\rho_a}{2} S_t c_{xt} v_a^2 \quad (6)$$

$$v_a = \sqrt{\frac{\rho_w L_t \mu g}{\rho_a \lambda c_{xt}}} \quad (7)$$

以上两式表明, 取得最大空中航程时, 机体与机翼承受相同的阻力, 而此时的最优飞行速度如式(7)所述。对于跨介质鱼雷的具体尺寸和衡重参数, 可知该最优飞行速度远小于实用指标, 因此随着飞行速度的提高, 空中最大航程单调减小。在预定的飞行速度下, 鱼雷整体的阻力系数为

$$c_x = \frac{2(X_t + X_f)}{\rho_a S_t v_a^2} = c_{xt} + \frac{\rho_w L_t \mu g}{\rho_a \lambda_f v_a^2} \quad (8)$$

## 2 空水复用鱼雷动力推进系统构型

### 2.1 构型 1: 空水工况共用推进器

若跨介质航行器允许使用外置式推进装置, 空中/水下 2 种工况有可能采用同一套推进装置, 如此可以兼顾 2 种工况的推进效率, 且系统构成简单。

常规鱼雷推进器的力矩系数  $K_M$  和推力数  $K_T$  可描述为

$$K_M = a_{M0} + a_{M1} \lambda_p + a_{M2} \lambda_p^2 \quad (9)$$

$$K_T = a_{T0} + a_{T1} \lambda_p \quad (10)$$

式中:  $a_{M0}$ 、 $a_{M1}$ 、 $a_{M2}$ 、 $a_{T0}$  和  $a_{T1}$  取常数(可通过敞水试验获得);  $\lambda_p$  为相对进程, 有

$$\lambda_p = \frac{2\pi v_t}{\omega_p D_p} \quad (11)$$

式中:  $v_t$  为航行器航速;  $\omega_p$  为推进器转速;  $D_p$  为推进器直径。于是推进器推力  $T_p$ 、力矩  $M_p$ 、推进效率  $\eta_T$  分别为

$$T_p = \rho K_T D_p^4 \left( \frac{\omega_p}{2\pi} \right)^2 \quad (12)$$

$$M_p = \rho K_M D_p^5 \left( \frac{\omega_p}{2\pi} \right)^2 \quad (13)$$

$$\eta_T = \frac{X_t v_t}{M_p \omega_p} \quad (14)$$

式中,  $\rho$  为介质密度, 有

$$X_t = \frac{\rho}{2} S_t c_x v_t^3 \quad (15)$$

考虑伴流系数  $\omega_{tp}$ , 结合式(9)、式(11)以及式(13)~式(15), 可得

$$a_{M2} \lambda^2 (1 - \omega_{tp})^2 + a_{M1} \lambda (1 - \omega_{tp}) + a_{M0} - \frac{2\pi^2 S_t c_x v_t^3}{\eta_T D_p^5 \omega_p^3} = 0 \quad (16)$$

于是, 根据实航试验测得的推进效率, 可估计出  $\omega_{tp}$ 。再考虑雷桨配合时的推力减额系数  $t_{tp}$ , 可得推进器贡献的净推力为

$$T_p (1 - t_{tp}) = X_t \quad (17)$$

进而可对  $t_{tp}$  进行估计, 即

$$1 - t_{tp} = \frac{2\pi^2 S_t c_x v_t^2}{K_T D_p^4 \omega_p^2} \quad (18)$$

显然, 此时计算  $K_T$  时的相对进程应采用如下修正关系

$$\lambda_p = \frac{2\pi v_t (1 - \omega_{tp})}{\omega_p D_p} \quad (19)$$

采用以上关系具体分析 MK46 鱼雷, 得出  $t_{tp} \approx 0.11$ 、 $\omega_{tp} \approx 0.17$ 。若跨介质航行器以 MK46 为机体, 机翼升阻比取 25 倍, 水下航速取 50 kn, 空中航速取 10 倍水下航速, 则空中工况对比水下工况, 推进器转速约为 10.4 倍, 推进器吸收功率约为 1.5 倍, 推进效率变化不大, 空中最大航程约为水下全高速最大航程的 6.7 倍, 已通过具体的计算流体力学仿真验证了以上数据。可见, 若外置式推进器能够承受跨介质航行器的出入水冲击载荷, 且其空中工况的高转速能够工程实现的话, 则空中/

水下 2 种工况有可能采用同一套推进装置。若空水工况采用单一燃料、同一套发动机主机,则为跨介质动力推进系统的最简构成(构型 1),如图 1 所示。该构型中,主机通过离合变速传动系统驱动推进器,空中工况时传动系统使推进器低速大扭矩运行,而水下工况时传动系统使推进器高速小扭矩运行。



图 1 系统构型 1 示意图

Fig. 1 Schematic diagram of system configuration 1

由于动力系统的空中工况无法海水冷却而水下工况又无法空气冷却,故空水跨介质动力推进系统无论采取何种构型,系统的冷却问题都无法回避。对于构型 1 而言,其特有的研制重心在于变速传动系统,即:水下工作时推进器低速大扭矩而空中工作时推进器高速小扭矩。

另外,在构型 1 的基础上,可衍生出一种抛离空中螺旋桨的构型模式,燃气涡轮主机减速后拖动内置式推进水泵,泵轮毂通过可解耦联轴器连接空中螺旋桨桨轴,桨轴自内流道喷水口伸出,桨后置推进。空中工况时水泵空转,鱼雷入水时联轴器解脱,桨脱离。但该技术不可能支持跨介质鱼雷的二次出水。这种构型的分析与上述构型 1 相近,但需分别计算内置推进水泵和空中螺旋桨的推进效率,因为二者效率相差显著。

## 2.2 构型 2: 单一燃料的空中喷气推进模式

若空中工况不允许采用外置式推进器,则喷气推进成为空中工况的合理选择。从简化系统构成、便于工程实现的角度看,空中、水下均采用水下燃料是可能的。若发动机也采用同一套主机,即形成了跨介质动力推进系统的构型 2,如图 2 所示。该构型中,燃料在燃烧室内完成热分解,在涡轮主机中实现热功转换,水下工况时主机驱动水

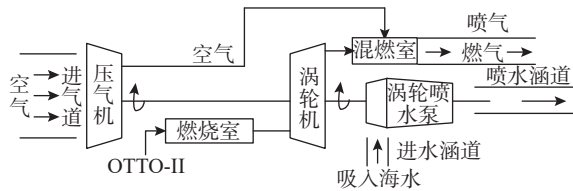


图 2 系统构型 2 示意图

Fig. 2 Schematic diagram of system configuration 2

下推进器而空中工况时主机驱动压气机,经压气机增压的空气与主机乏气在混燃室内二次燃烧并经尾喷管降压加速排出而获得空中推力。

该构型的水下工况无需赘述,此处给出其空中喷气工况的基本质量和能量关系。

压气机吸收功率为

$$P_{yq} \approx \frac{\dot{m}_a C_{pK} T_0}{\eta_{yq}} \left[ \left( \frac{p_2}{p_0} \right)^{(k_K-1)/k_K} - 1 \right] \quad (20)$$

式中:  $\dot{m}_a$  为空气流量;  $T_0$  和  $p_0$  分别为当地空气温度和压力;  $p_2$  为压气机排气压力;  $k_K$  和  $C_{pK}$  分别为空气比热比和定压比热;  $\eta_{yq}$  为压气机效率。主机提供压气机的功耗,主机的燃料秒耗量为

$$\dot{m}_f = B_{mP} P_{yq} \quad (21)$$

式中,  $B_{mP}$  为主机的比耗量。考虑到燃料的实际低热值  $Q_{rf}$  (扣除燃烧效率)、尾喷管前燃气总温  $T_6$  (即混燃室出口温度) 有如下关系

$$Q_{rf} \dot{m}_f = (\dot{m}_f + \dot{m}_a) C_{pR} (T_6 - T_0) \quad (22)$$

$$\dot{m}_a = \left[ \frac{Q_{rf}}{C_{pR} (T_6 - T_0)} - 1 \right] \dot{m}_f \quad (23)$$

式中,  $C_{pR}$  为燃气定压比热。喷气发动机推力为

$$F = (\dot{m}_f + \dot{m}_a) v_e - \dot{m}_a v_a \quad (24)$$

式中,  $v_e$  为尾喷口排气速度,有

$$v_e = \sqrt{2 C_{pR} T_6 \left[ 1 - \left( \frac{p_0}{\eta_{26} p_2} \right)^{(k_R-1)/k_R} \right]} \quad (25)$$

式中:  $k_R$  为燃气比热比;  $\eta_{26}$  为自压气机后截面至尾喷管前截面的总压恢复系数。结合式(20)、式(21)和式(23)得

$$T_6 = \frac{(Q_{rf}/C_{pR}) B_{mP} T_0 C_{pK} \left[ (p_2/p_0)^{(k_K-1)/k_K} - 1 \right]}{\eta_{yq} + B_{mP} T_0 C_{pK} \left[ (p_2/p_0)^{(k_K-1)/k_K} - 1 \right]} + T_0 \quad (26)$$

结合式(23)~(24)得

$$\dot{m}_f = \frac{F}{v_e + \left\{ Q_{rf} / [C_{pR} (T_6 - T_0)] - 1 \right\} (v_e - v_a)} \quad (27)$$

结合式(25)~(27), 确定推力  $F$  和增压比  $p_2/p_0$ , 即可求出  $\dot{m}_f$  和  $T_6$ 。在工程考虑的定义域范围内,  $\dot{m}_f$  是  $p_2$  的单调减函数,  $T_6$  则是  $p_2$  的单调增函数。对于上节具体算例,使用 OTTO-II 燃料,为了降低尾喷管内温度以便于工程实现,增压比取值应在 2 附近,而尾喷管为亚音速喷管,可获得小于 10 kg/(kgf·h)

的燃料消耗率, 空中巡航工况燃料秒耗量与水下高工况时相差不大。考虑到燃料热值(约为煤油的 1/3)、低压比、无冷却以及燃料无氧燃烧等现实问题, 该经济性指标还是可以接受的。对比构型 1, 由于利用了主机乏气的热能, 动力系统空中工况的经济性得以显著提高。

对于构型 2 而言, 动力推进系统的设计约束是尾喷管温度(混燃室二次燃烧温度)。同时, 其变速传动系统还应具备离合功能, 使其能在空中减速降落工况和水下运行工况时切除主机与压气机的连接。

应予指出的是, 对于高性能鱼雷, 涡轮主机与水下推进器之间必须布置减速装置, 原因如下: 在目前及可预见的将来, 鱼雷燃气轮机不可能达到理想速度比, 因此尽量使涡轮工作于最大允许转速工况是提高系统经济性最根本的技术手段。而无论推进器外置还是内置, 为了适应浅水高工况运行条件, 其允许转速都远远不及涡轮转速。涡轮与推进器直连的传动方式必然带来系统性能的严重下降。

### 2.3 构型 3: 双燃料的空中喷气推进模式

若跨介质鱼雷特别强调空中航程, 采用空中/水下单一燃料就显得力不从心, 其根源在于水下燃料 OTTO-II 的热值(2.156 MJ/kg)太低。采用双燃料系统, 空中以煤油(低热值为 43.1 MJ/kg)替代构型 2 的水下燃料, 增加一套煤油空气燃烧室以改造常规鱼雷燃气轮机使之可以空水复用, 则构成了跨介质动力推进系统的构型 3<sup>[14-15]</sup>, 如图 3 所示。

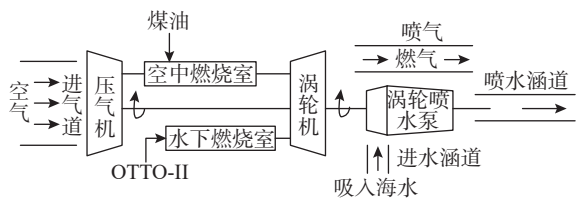


图 3 系统构型 3 示意图

Fig. 3 Schematic diagram of system configuration 3

该构型中, 水下燃料在水下燃烧室内完成热分解, 煤油与来自压气机的带压空气在空中燃烧室内燃烧, 2 种燃气通过同一套燃气涡轮主机实现热功转换, 涡轮驱动水下推进器和压气机, 在空中减速降落工况和水下运行工况时, 需切除压气机。该构型还可支持空中/水下同时工作, 此时, 富氧的

煤油燃气与富燃的 OTTO-II 燃气在混燃室内二次燃烧、再配合向混燃室喷注 OTTO-II 燃料使之热分解, 混合燃气经尾喷管降压增速喷出即可形成强大的“加力”推力, 满足跨介质鱼雷高速、反复出入水要求。

与构型 2 相比, 系统需增加独立的煤油储存、泵供、调节和燃烧系统, 其占用的空间和质量必将挤占燃料舱, 即构型 2 与构型 3 的空中燃料消耗量之差应显著大于附加的空中部件所占用的空间和质量, 如此采用更为复杂的构型 3 替代简约的构型 2 才有意义。以上述具体算例(轻型鱼雷)为例, 以空中航程百公里计, 构型 2 的 OTTO-II 消耗量较构型 3 的煤油消耗量约大 30 kg, 两者燃料容积相差仅约 20 L。另外, 由于空/水工况燃料不能互用, 所携带的煤油基本不可能完全使用。如此, 构型 3 系统复杂且收益不大。但是, 若跨介质鱼雷的机体为重型鱼雷, 空中航程又以 500 km 计, 则采用空中/水下双燃料/双燃烧室系统, 以构型 3 替代构型 2 则收益巨大。

关于构型 3 的理论分析, 空中工况与常规航空喷气发动机几乎相同, 水下工况与常规鱼雷发动机几乎相同, 差异点仅在空水复用涡轮主机的运行特性方面。空水复用涡轮设计的基本思路是利用水下涡轮的部分进气特点, 划分 2 个彼此隔离独立的进气工作弧段用于 2 种燃气工质的流通, 通过合理的参数配置, 空水复用涡轮是可行的。此处不予赘述。

此外, 构型 3 的研究重点在于空水复用涡轮主机以及水下燃烧室反复点火技术。

## 3 动力系统控制

为了维持涡轮发动机较高的经济性, 保持涡轮在空中巡航和水下高速工况下的最大转速十分必要, 因此, 即使是短时间的涡轮机超转都将引起灾难性的后果。另外, 在变量燃料泵小排量条件下涡轮机系统开环不稳定, 这意味着发动机的大幅度掉速将会使系统熄火停车。因此, 发动机不超转、不剧烈掉速构成了跨介质动力系统控制问题的刚性约束。

多运行模式的可靠切换控制问题是跨介质动力系统所独有的控制问题。在跨介质鱼雷出入水

过程中, 发动机经历多次负载的瞬间切换, 在拖动压气机、解除压气机、水下推进器带载以及推进器卸载等多个运行模式之间切换。负载阶跃式切换构成的强扰动引起发动机运行的极度不稳定, 必然出现转速突变现象, 转速突升会损坏涡轮, 而剧烈的转速突降则会造成系统停车。跨介质动力系统多运行模式可靠切换控制问题的核心就是抑制转速突变的剧烈程度, 使发动机可以承受并安全过渡到稳态工况。

要求控制系统具备负载突变条件下的快速响应能力, 包括 2 个类型: 第 1 类是发动机负载突降, 如空中减速降落入水时的压气机切除, 或是出水时的水下推进器负载切除, 此类控制问题的核心是保证动力系统不超速飞车; 第 2 类是发动机负载突增, 如跨介质鱼雷入水时的水下推进器瞬时加载, 此控制问题的核心是保证动力系统不显著掉速而熄火。应合理描述发动机及其多个负载在模式切换过程中的运行特性, 研究复合控制策略, 提出鲁棒性好、工程实现性好的控制方法。

## 4 燃料类型

如前所述, 对于轻型鱼雷, 若不特殊强调跨介质鱼雷的空中航程, 采用构型 2 是合理的选择。理论上讲, 采用单一的液体或固体燃料都是可能的。考虑到动力系统的冷却条件以及在混燃室内的富燃燃气与空气的二次燃烧, 无论是固体还是液体燃料, 都应该具备低温、贫氧特性, 2 种燃料构成的动力系统的比耗量也是接近的。

但跨介质动力系统的多工况运行和切换特性决定了系统必须具备良好的可调节性能。若采用液体推进剂, 采用变量燃料泵或定量泵+溢流式调节器显然可以满足控制要求。而若采用固体推进剂, 其燃气流量的在线调节只有通过改变燃气发生器压力从而影响推进剂燃速这个唯一的方法, 具体的技术手段则是通过启闭多个燃气喷嘴, 通过阶梯式变动拉法尔喷管喉部面积以达到燃气流量的阶梯式调节。其基本动作是关闭部分燃气喷嘴—燃气发生器压力升高—推进剂燃速加大—燃气流量提高, 反之亦然(可参考俄制“阿波罗 3”产品)。设固体推进剂的燃速压力指数为 0.4, 燃气发生器最大/最小压力比为 6, 所获得的燃气流量变

化范围也不过 2 倍, 如此之小的流量变化范围即使仅针对鱼雷的水下运行亦远远不足, 这种燃气工质流量调节方法所能够支持的系统控制精度和控制范围无法与液体推进剂系统相提并论, 也不可能满足多速制、大深度、反舰反潜通用鱼雷的基本要求, 难以实现高性能跨介质鱼雷所期望的高速出水功能, 除非附加独立的助推火箭发动机。另外, 特殊的器件, 如高温高压条件下工作的、可多次动作的燃气截止阀本身就是研制难点。

基于以上分析, 从现实及技术发展潜力等方面考虑, 推荐使用鱼雷贫氧推进剂作为跨介质动力系统构型 2 的单一燃料。

## 5 结论

文中通过对 3 类跨介质鱼雷可能使用的空水复用动力推进系统构型进行比较分析, 得到如下结论。

1) 配合以大范围变速装置, 外置式推进器可以空水复用。当跨介质鱼雷空中航速要求较低时, 入水冲击载荷相对较小, 允许使用外置式推进装置, 则构型 1 可以考虑, 其研制难度最小。

2) 对于不太强调空中航程的轻型跨介质鱼雷, 空中航程较短, 采用单一燃料的构型 2 是合理的选择, 其研制难度适中, 技术发展潜力较好。

3) 对于强调空中航程的重型跨介质鱼雷, 空中航程需较长, 采用双燃料的构型 3 是合理的选择, 尽管研制难度较大, 但性能指标高, 发展潜力巨大。

### 参考文献:

- [1] 冯金富, 胡俊华, 齐铎. 水空跨介质航行器发展需求及其关键技术[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2019, 20(3): 8-13.  
Feng Jinfu, Hu Junhua, Qi Duo. Study on development needs and key technologies of air-water trans-media vehicle[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2019, 20(3): 8-13.
- [2] 谭骏怡, 胡俊华, 马宗成, 等. 水空跨介质航行器俯冲过程航迹角控制研究[J]. 飞行力学, 2019, 37(1): 34-38, 49.  
Tan Junyi, Hu Junhua, Ma Zongcheng, et al. Research on flight path angle control of trans-media aerial underwater vehicle during diving process[J]. Flight Dynamics, 2019, 37(1): 34-38, 49.
- [3] 何肇雄, 郑震山, 马东立, 等. 国外跨介质飞行器发展历程及启示[J]. 舰船科学技术, 2016, 38(9): 152-157.

- He Zhaoxiong, Zheng Zhenshan, Ma Dongli, et al. Development of foreign trans-media aircraft and its enlightenment to China[J]. Ship Science And Technology, 2016, 38(9): 152-157.
- [4] 刘相知, 崔维成. 潜空两栖航行器的综述与分析[J]. 中国舰船研究, 2019, 14(S2): 1-14.
- Liu Xiangzhi, Cui Weicheng. An overview and analysis of the water-air amphibious vehicles[J]. Chinese Journal of Ship Research, 2019, 14(S2): 1-14.
- [5] 孙祥仁, 曹建, 姜言清, 等. 潜空跨介质无人飞行器发展现状与展望[J]. 数字海洋与水下攻防, 2020, 3(3): 178-184.
- Sun Xiangren, Cao Jian, Jiang Yanqing, et al. Development status of unmanned underwater-aerial cross-domain vehicles[J]. Digital Ocean & Underwater Warfare, 2020, 3(3): 178-184.
- [6] Petrov G. Flying submarine[J]. J. fleet, 1955, 52(3): 52-53.
- [7] 张军, 曹耀初, 高德宝等. 水下-空中跨介质航行器研究进展[C]//中国造船工程学会船舶力学学术委员会第九届全体会议论文集. 无锡: 中国造船工程学会, 2018.
- [8] 陈建峰, 杨龙塾. 美国 DARPA 提出的“潜水飞机”概念[J]. 现代舰船, 2009(3): 38-39.
- [9] 黄安迪. 水空两用发动机燃烧室设计与研究[D]. 南昌: 南昌航空大学, 2014.
- [10] Hrishikeshavan V, Bogdanowicz C, Chopra I. Design, performance and testing of a quad rotor biplane micro air vehicle for multi role missions[J]. International Journal of Micro Air Vehicles, 2014, 6(3): 155-173.
- [11] 杨兴帮, 梁建宏, 文力, 等. 水空两栖跨介质无人飞行器研究现状[J]. 机器人, 2018, 40(1): 102-114.
- Yang Xingbang, Liang Jianhong, Wen Li, et al. Research status of water-air amphibious trans-media unmanned vehicle[J]. Robot, 2018, 40(1): 102-114.
- [12] 史小锋, 党建军, 梁跃, 等. 水下攻防武器能源动力技术发展现状及趋势[J]. 水下无人系统学报, 2021, 29(6): 634-647.
- Shi Xiaofeng, Dang Jianjun, Liang Yue, et al. Development status and trend of energy and power technology for underwater attack and defensive weapons[J]. Journal of Unmanned Undersea Systems, 2021, 29(6): 634-647.
- [13] 关世义, 冯郅仲. 国外飞航式反潜导弹浅析[J]. 空天技术, 2004(10): 1-6, 9.
- Guan Shiyi, Feng Zhizhong. A brief analysis of foreign flying anti-submarine missiles[J]. Aerospace Technology, 2004(10): 1-6, 9.
- [14] 王瀚伟, 罗凯, 黄闯, 等. 空水共用涡轮机气动设计与数值仿真[J]. 兵工学报, 2022, 43(12): 3151-3161.
- Wang Hanwei, Luo Kai, Huang Chuang, et al. Aerodynamic design and numerical simulation of air-water shared turbines[J]. Acta Armamentarii, 2022, 43(12): 3151-3161.
- [15] 张安静, 秦侃, 王瀚伟, 等. 二次燃烧反应对空水两用涡轮机性能影响[J]. 航空动力学报, 2024(39): 1-15.
- Zhang Anjing, Qin Kan, Wang Hanwei, et al. Research on influence of secondary combustion reaction on the performance of air-underwater dual-mode turbines[J]. Journal of Aerospace Power, 2024(39): 1-15.

(责任编辑: 陈 曦)