

一种可重复出水两栖无人飞行器 多循环推进系统方案

田 钧¹, 解玉范², 龙 飞¹, 刘 琴³

(1. 中国航空工业集团有限公司 中国特种飞行器研究所, 湖北 荆门 448035;

2. 空军后勤部 机场保障局, 北京 100720;

3. 南京普国科技有限公司, 南京 210016)

摘 要: 针对一种可重复出水的两栖无人飞行器(UAV)总体方案及任务需求,提出一种水下采用泵喷水推进、出水采用液体火箭发动机推进、空中巡航采用涡扇发动机推进的多循环推进系统方案。根据推进系统技术发展现状、趋势,不同发动机循环特点、各阶段推力需求及多循环任务需求,开展了多循环方案设计方法研究,并计算出典型推进系统方案尺寸、质量、任务剖面燃油消耗质量等参数,验证了推进系统多循环方案及其设计方法的可行性,结果表明:综合未来飞行器及推进系统技术发展水平,所设计的多循环推进系统方案,能够实现无人飞行器可重复出水需求,其中能源需求占全机总质量的比例为 26% 左右。

关 键 词: 可重复出水; 两栖; 无人飞行器; 推进系统; 液体火箭发动机

中图分类号: V23

文献标志码: A

A multi cycle propulsion system for amphibious unmanned aerial vehicle with repeatable water exit

TIAN Jun¹, XIE Yufan², LONG Fei¹, LIU Qin³

(1. China Special Vehicle Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Limited, Jingmen Hubei 448035, China;

2. Airport Support Bureau, Air Force Logistics Department, Beijing 100720, China;

3. Nanjing Puguo Technology Company, Limited, Nanjing 210016, China)

Abstract: In view of the overall scheme and mission requirements of an amphibious unmanned aerial vehicle (UAV) with repeatable water exit, a multi-cycle propulsion system using pump for water jet propulsion underwater, liquid rocket engine propulsion for water exit, and turbofan engine propulsion for air cruise was proposed. According to the development status and trends of propulsion system technology, the characteristics of different engine cycles, the thrust requirements of each stage and the requirements of multi-cycle tasks, the study of multi cycle program design methods was carried out, and the typical propulsion system program size, mass, mission profile fuel consumption quality, etc, were calculated. The feasibility of the multi cycle propulsion system scheme and its design method were verified. The results showed that the multi cycle propulsion system

收稿日期: 2021-08-03

基金项目: 航空工业联合基金(6141B05010502)

作者简介: 田钧(1988—),男,高级工程师,学士,主要从事飞行器动力系统总体设计与试验。

引用格式: 田钧,解玉范,龙飞,等. 一种可重复出水两栖无人飞行器多循环推进系统方案[J]. 航空动力学报, 2022, 37(9): 1793-1806. TIAN Jun, XIE Yufan, LONG Fei, et al. A multi cycle propulsion system for amphibious unmanned aerial vehicle with repeatable water exit[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(9): 1793-1806.

scheme designed can meet the repeatable water demand of the unmanned aerial vehicle, in which the energy demand could account for about 26% of the total mass of the whole aerial vehicle.

Key words: repeatable water exit; amphibious; unmanned aerial vehicle; propulsion system; liquid rocket engine

所研究两栖无人飞行器是一种能够实现地面起飞/降落、水下巡航、水下发射及空中巡航的一种概念性无人作战/侦察飞行器。该飞行器既具有无人水下潜航器(unmanned underwater vehicles, UUV)^[1]能够实现反潜、侦察和通信/导航等功能,又具有潜射无人机空中探测、情报搜集和超视距侦察/监视等功能^[2]。两栖无人飞行器能够填补常规无人机的能力空缺,能有效利用探测设备的盲区,切换空中、水面、水下的跨介质运行模式来躲避敌方的监视,是常规无人机功能和作战样式的延伸和拓展,在空海联合作战体系中可与常规无人机和其他作战飞机组网融合、优势互补,可作为“慑止周边、灵巧对抗”的新质作战力量,在未来战场具有很广阔的应用前景。

两栖无人飞行器需具备水下巡航、出水和空中巡航的能力,其动力系统研究非常关键。目前大多数 UUV 采用电力推进,电能由所携带的电池组提供。目前已应用于 UUV 的动力电池按工作性质可分为一次电池、二次电池和燃料电池。一次电池主要为锂亚硫酰氯电池,二次电池包括铅酸电池、镉镍电池、锌银电池和锂离子电池,以及铝氧半燃料电池和燃料电池等^[3]。通常使用的铅酸、银锌等电池实际比能量都不足 200 (W·h)/kg,与 UUV 长远要求有相当差距;而燃料电池具有效率高、比能大、功率范围宽、无噪声、无污染、可以模块化设计、使用维修方便等优势,是未来 UUV 理想的动力装置。推进装置分为普通螺旋桨、导管螺旋桨和泵喷推进器等三种主要类型^[4]。潜射无人机是由潜艇携带、通过舰艇的鱼雷发射管、导弹发射筒或其他专用装置发射的无人机^[5]。受制于技术发展,当前潜射无人机多利用固体火箭发动机燃料易于贮存、安全、可靠性高的特点实现出水动力提供;空中巡航采用涡喷或涡扇发动机。但是固体发动机比冲低,燃料能量密度小,无法实现流量控制,只能单次使用。两栖无人飞行器水下采用泵喷水推进,燃料采用能量密度较高的燃料电池;出水阶段采用可多次启用的液体火箭发动机,燃料采用无毒、可储存的过氧化氢/煤油;空中巡航采用选定型号的涡扇发

动机。

对重复使用的无人机要能解决发动机、机体和机载设备浸泡在海水中的技术问题或防止盐雾海水对其内部侵蚀的技术问题等。国外在防盐雾海水对其机体和内部设备侵蚀有多方考虑,如机身采用复合材料制造,美军的鸬鹚无人机机身用钛合金制成,强度高并可抵御海水的腐蚀;用填充泡沫塑料密封填充无人机多余空间,用惰性气体加压密封活动部分,这样可使机内仪器设备免于海水浸泡,满足无人机重复使用的要求^[6]。

未来海战中战况复杂,需要无人机完成多次作战的任务。两栖无人飞行器既能够满足水下航行,又能够进行空中侦察,具有显著的优势,是未来无人飞行器发展的重要方向^[7]。本文针对一种两栖无人飞行器总体方案,基于飞行器任务需求及推进系统技术发展现状和趋势,开展了推进系统方案设计,并验证了推进系统方案及多循环方案的可行性,为未来两栖无人飞行器方案推进系统设计提供了借鉴。

1 飞行剖面与推进总体方案

1.1 飞行剖面及推进系统

两栖无人飞行器是一种能够实现陆地起飞/降落、空中巡航和水下巡航的无人驾驶飞机,其典型的任务剖面如图 1 所示。任务过程包括地面起飞、爬升、空中巡航、降落入水、水下巡航、火箭动力出水 and 返航降落等,一个任务剖面涉及不同动力类型之间的接力过程。

为满足任务需求,两栖无人飞行器推进系统方案包括陆地/空中动力、水下动力和出水动力三种类型动力。根据飞行器总体气动/推进系统设计方案,推进系统布局约束如图 2 所示。飞行器/推进系统总体参数数据如表 1、表 2 所示。

1.2 推进系统方案设计思路

针对两栖无人飞行器方案,当前可供参考的推进系统方案包括潜射无人飞行器及自主式无人水下航行器的推进系统。潜射无人飞行器出水采用火箭助推形式,到达一定高度/速度后,起动涡轮发动机接力进行空中爬升/巡航,执行侦察/作

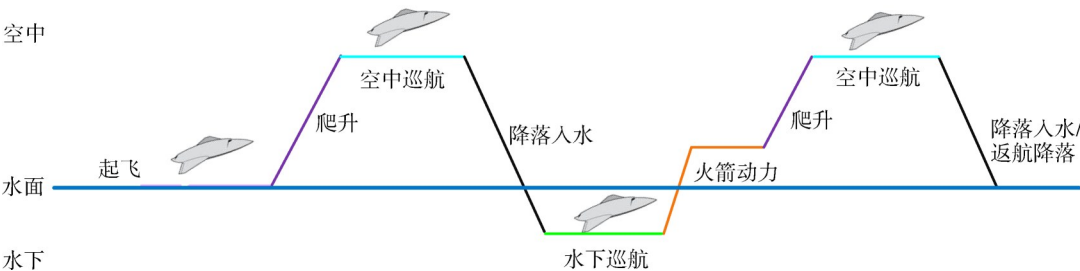


图 1 两栖无人飞行器典型任务剖面

Fig.1 Typical mission profile of an amphibious unmanned aerial vehicle

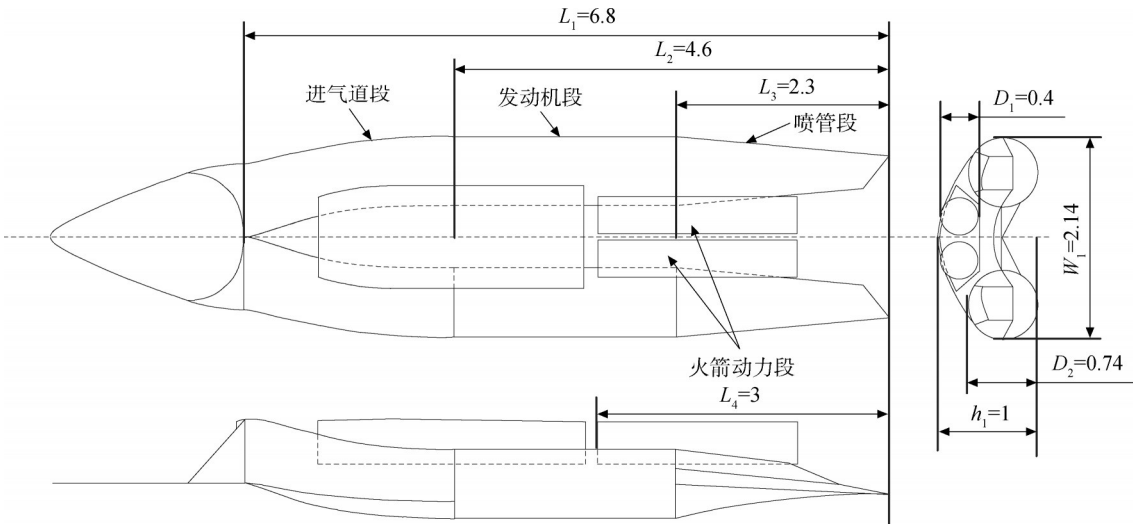


图 2 飞行器推进系统尺寸约束(单位:m)

Fig.2 Vehicle propulsion system size constraints (unit:m)

表 1 水下推进系统建模参数值			
Table 1 Modeling parameters values of the underwater propulsion system			
参数	数值	参数	数值
航速/(m/s)	5.14	放电深度	0.9
航程/km	185.2	阻力/kN	4.5

表 2 出水及巡航阶段参数值		
Table 2 Parameter values of the water exit and cruising phases		
编号	参数	数值
1	飞行器总体质量	m_0
2	起飞推质比	0.3
3	巡航高度/km	6
4	巡航马赫数	0.8
4	巡航阶段飞行器升阻比	13
5	出水火箭发动机参数	2台,单台要求持续7.5s, 大推力为 m_0g ,持续20s, 小推力为 $0.05m_0g$
6	航程需求/km	3 000

战任务;自主式无人水下航行器采用热机/电池+螺旋桨/泵推进形式进行水下航行,执行侦察任务。

根据总体任务方案,需要分别针对两栖无人飞行器推进系统三套动力开展方案设计,推进系统方案设计思路如图3所示,包括水下动力、出水

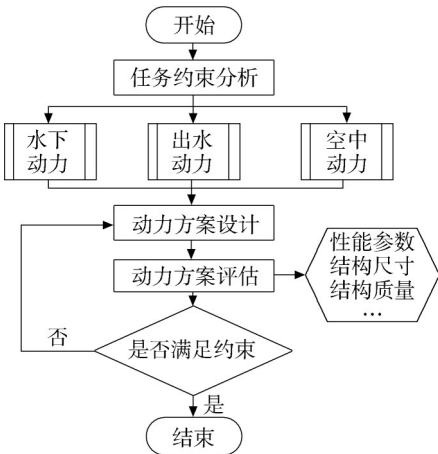


图 3 推进系统方案设计思路

Fig.3 Propulsion system program design ideas

动力和空中动力的任务约束分析、动力方案设计和动力方案评估,验证动力方案性能参数、结构尺寸和结构质量等是否满足飞行器总体要求,设计过程面向未来 30 年技术发展水平。

2 推进系统方案设计及分析

2.1 水下推进系统方案设计

综合来看水下潜航器推进系统主要采用电+螺旋桨推进或电泵推进形式,即由蓄电池单独给电动机供电以提供推进动力。水下电推进系统主要包括电池、电动机和推进螺旋桨/推进泵。

水下动力系统设计主要从动力形式和推进形式进行方案设计,设计思路如图 4 所示。综合无人水下航行器技术发展路径及趋势,其动力形式主要包括热机和电池两种,推进形式主要包括螺旋桨和喷水推进两种。

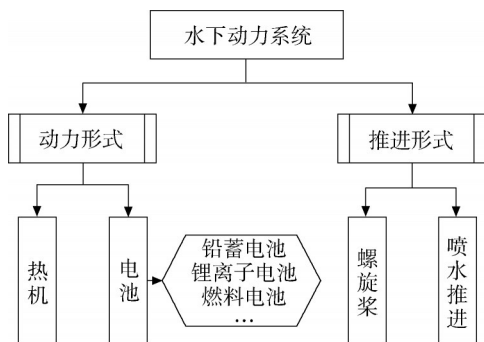


图 4 水下动力系统设计思路

Fig.4 Underwater power system design ideas

动力形式中,热机主要依靠热能维持工作,在推进过程直接将燃料的热能转换成机械能直接带动推进螺旋桨,目前美国正在研究与评估这种方法的高性能密度。电池主要依靠储能或其他能量转化为电能,对外输出电能。现如今大能量密度的蓄电池是航行器水下续航的主要电能来源,从长远来看,研发比功率高、运行寿命长、能量密度大的燃料电池是一个解决航行器续航的有效途径^[8-10]。

综合各国无人潜航器及潜艇推进系统发展趋势,如图 5 所示,可以看出,燃料电池是未来发展方向,预计燃料电池推进系统比能量达到 300~500 (W·h)/L,能量密度在 350 (W·h)/kg 以上。

推进形式中,螺旋桨推进主要依靠螺旋桨转动提供推进力,是目前水下潜航器推进系统主要推进形式,但考虑到螺旋桨在空中折叠问题,因此

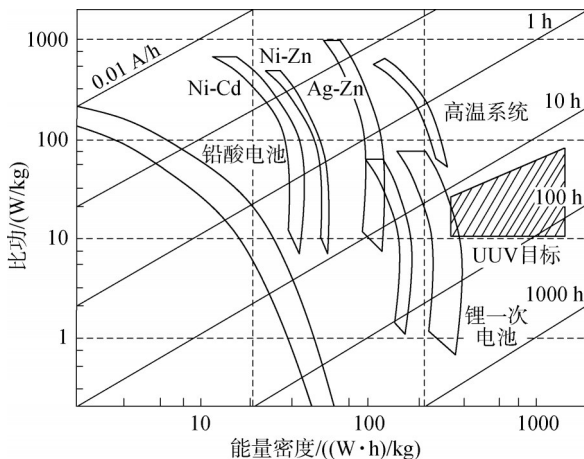


图 5 电池比功及能量密度^[11-12]

Fig.5 Battery specific power and energy density^[11-12]

不适用于两栖无人飞行器水下动力。喷水推进的工作原理和飞机喷气推进在本质上是相似的,它是通过喷水推进泵喷射出的水流产生的反作用力,获得推力来驱动航行器前进,相比于螺旋桨推进其操纵性能优异、推进效率高、抗空化能力强、振动/噪声低和变工况适应能力强,是近些年迅猛发展的一种新颖的推进方式^[13]。

典型的喷水推进流道包括埋入式和浸没式^[14]等形式,如图 6 所示。埋入式进水口进水角度与航行器航向方向有一定角度,无法利用全部进水动能,且进水从径向到轴向转弯过程会造成动能损失,但埋入式进水口无外露部分,能够降低部分阻力。浸没式喷水推进器的进水口进口角度与航行器航向方向一致,且进水口与喷水口高度位置基本一致,消除了水流因位置提高以及方向改变造成的流动损失,提高了喷水推进器的推进效率。美国海军在军舰上应用了一种完全水下喷射的 AWJ-21TM 型喷水推进器,试验研究发现浸没式喷水推进器有助于降低船舶的水下声辐射强度、减小船舶的尾迹长度和增大推进效率的高效范围。

根据水下动力的动力系统布局形式和推进形式技术发展趋势,水下推进系统采用燃料电池+永磁电动机+喷水推进形式,根据总体方案约束,需要满足水下航程 S_1 和航速 V 要求。水下推进系统需要评估的参数包括电池质量/体积、电动机功率/质量和泵叶轮直径等。

结构参数选择过程如下:

1) 根据泵功率计算泵体积流量和扬程关系

$$QH = \frac{\eta P}{\rho g} \quad (1)$$

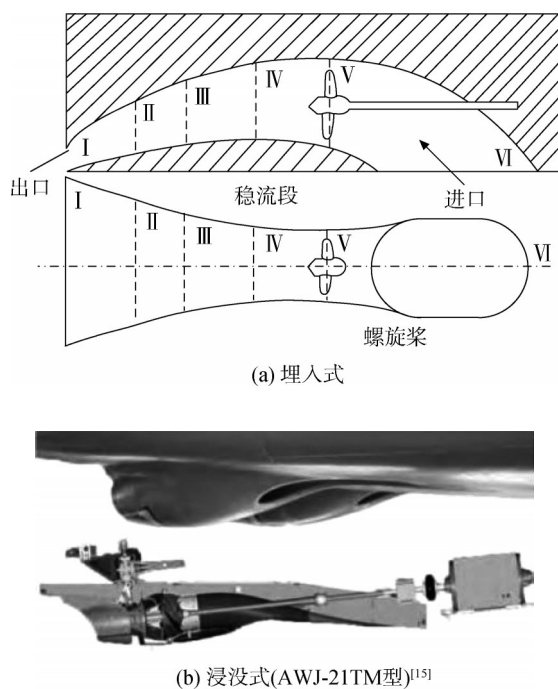


图6 典型喷水推进器流道形式

Fig.6 Typical waterjet thruster runner form

式中 Q 为泵体积流量 (m^3/s); H 为泵扬程; P 为泵功率 (W); ρ 为水密度 (kg/m^3); g 为重力加速度 (m/s^2); η 为泵效率。

2) 比转速 n_s 的计算

比转速 n_s 是喷水推进泵性能相似程度的反映, 计算公式如下:

$$n_s = \frac{3.65n\sqrt{Q}}{H^{3/4}} \quad (2)$$

式中 n 为泵的转速 (r/min); H 为扬程。

3) 轮毂比 $\bar{d}$ 的选择

轮毂比是叶轮轮毂直径与叶轮外径的比值, 可以根据泵的比转速进行轮毂比的选取。轮毂比的选取不能过高也不能过低, 轮毂比 $\bar{d}$ 下限的拟合公式为

$$\bar{d} = (2 \times 10^{-7})n_s^2 - 0.0006n_s + 0.796 \quad (3)$$

4) 轮毂直径 d_h 以及叶轮直径 D 的计算

根据式(1)和式(2)确定泵体积流量 Q 和泵扬程 H 关系及轮毂比 $\bar{d}$ 值。泵体积流量 Q 选择过程中需要满足优秀轴流泵模型的全局流量系数 K_Q 和全局扬程系数 K_H 约束。

对于推进泵来说, 其参数之间的关系可以由全局流量系数和全局扬程系数来表示。

全局流量系数的表达式为

$$K_Q = \frac{60Q}{nD^3} \quad (4)$$

全局扬程系数的表达式为

$$K_H = \frac{3600gH}{n^2D^2} \quad (5)$$

式中 n 为泵的转速 (r/min); D 为泵叶轮的直径 (m)。

在轴流泵的设计中, 叶轮叶片直径与体积流量之间有一定的关系:

$$D = (4.0 \sim 4.6) \sqrt{\frac{1}{1 - (d_h/D)^2}} \sqrt[3]{Q/n} = (4.0 \sim 4.6) \sqrt{\frac{1}{1 - \bar{d}^2}} \sqrt[3]{Q/n} \quad (6)$$

一般来说一系列泵的全局流量系数和全局扬程系数相似, 且 $nD = K_{nD}$ 一个定值, 其中 K_{nD} 一般取值为 350~435, 则叶轮直径:

$$D = (0.528 \sim 0.635) \sqrt{\frac{1}{1 - \bar{d}^2}} \sqrt[3]{Q} \quad (7)$$

5) 泵推进系统流道进口尺寸和出口尺寸的确定

根据动量定理可得喷水推进泵喷嘴出口端处的推力 F 为

$$F = \rho Q(v_{2m} - v_{1m}) \quad (8)$$

式中 v_{1m} 为喷水推进泵进口处轴向速度 (m/s); v_{2m} 为喷水推进泵出口处轴向速度 (m/s)。

若喷水推进泵进水方向为径向, 进口处的轴向分速度为零, 则喷水推进泵的推力为

$$F = \rho Q v_{2m} \quad (9)$$

根据不可压缩流体的连续性原理可知喷水推进泵的体积流量为

$$Q = A v_{2m} \quad (10)$$

式中 A 为喷嘴出口端面积 (m^2)。

所以当喷嘴出口端面积不变时推力为

$$F = \rho Q v_{2m} = \rho A v_{2m}^2 \quad (11)$$

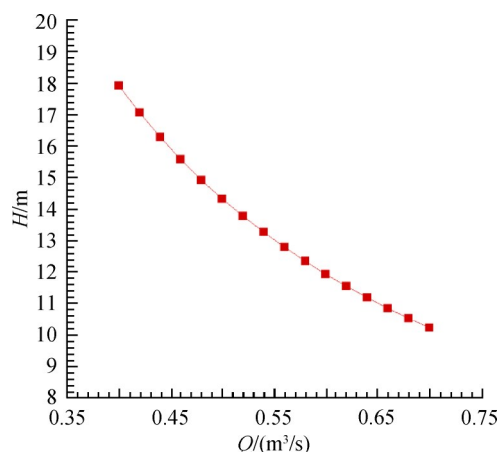
根据飞行器总体方案, 水下动力系统巡航航程 S_1 指标为 185.2 km, 巡航航速 V 为 5.14 m/s, 对应飞行器水下阻力 f_1 为 4.5 kN, 最大航行速度 $V_{\max}$ 指标为 7.71 m/s, 对应飞行器水下阻力 $f_{1, \max}$ 为 9.1 kN。

结构参数选择过程, 综合设计因素可以确定参数选取规则: ①全局流量系数 K_Q 高; ②全局扬程系数 K_H 高; ③叶轮直径 D 小。

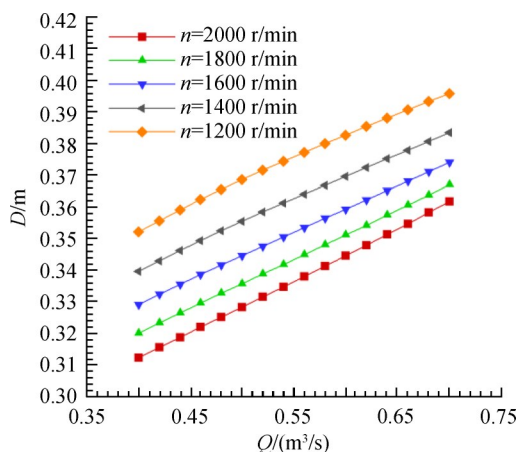
根据图7中各参数随转速和泵的全局流量系数变化趋势可以看出, 转速越小, 全局流量系数 K_Q 和全局扬程系数 K_H 越高, 但两者随泵体流

量变化规律却相反;转速越大,同样泵体积流量下的叶轮直径越小。综合来看,约束参数主要是全局扬程系数 K_H ,按照 $K_H = 1.3$,转速选取 1 600 r/min,则泵体积流量 $Q = 0.59 \text{ m}^3/\text{s}$,全局流量系数 $K_Q = 0.48$,扬程 $H = 12.10 \text{ m}$,叶轮直径 $D = 0.36 \text{ m}$,轮毂比 $\bar{d} = 0.4727$,轮毂直径 $d_h = 0.17 \text{ m}$ 。

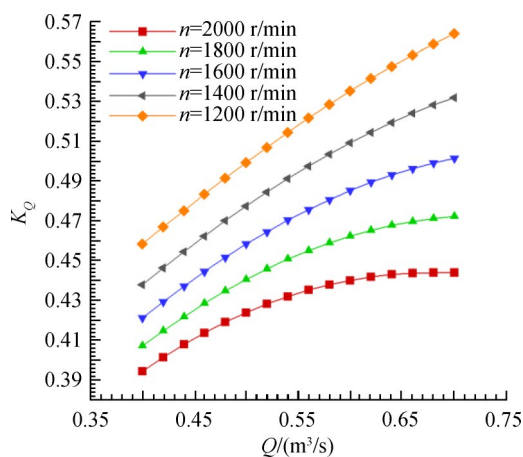
分别按照径向和轴向进流方式计算不同泵体



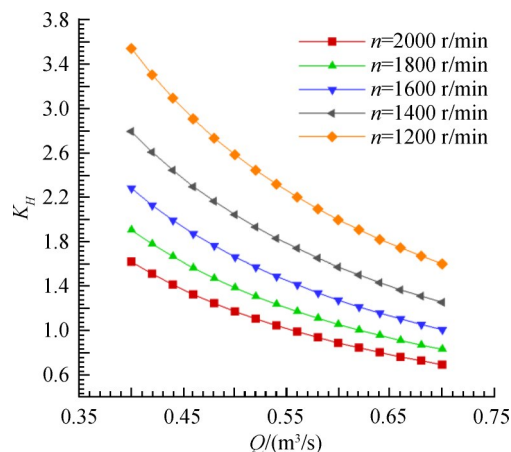
(a) 扬程与流量



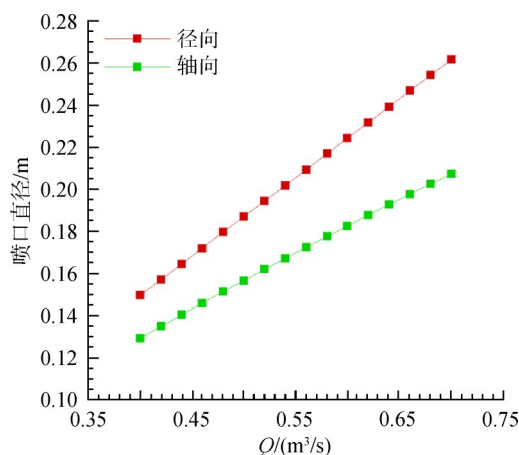
(b) 叶轮直径与流量



(c) 全局流量系数与流量



(d) 全局扬程系数与流量



(e) 径向和轴向进流方式对喷嘴直径影响

图 7 设计参数与泵体积流量关系曲线

Fig.7 Design parameters and pump volume flow rate relationship curves

积流量下喷水推进器喷嘴直径,如图 7(e)所示,根据图中可以看出,采用轴向进流方式能够有效减小喷嘴尺寸,减小原因主要是轴向进流喷嘴流速较径向进流大,相同泵体积流量下喷嘴面积减小。泵体积流量 $Q = 0.59 \text{ m}^3/\text{s}$,则径向喷嘴出口直径为 0.22 m,轴向喷嘴出口直径为 0.18 m。

水下动力系统主要包括电动机、电池和喷水流动道组成,因此分别针对电动机、电池和流动道进行结构质量评估。

泵叶轮效率 η 取 0.7,可得最大电动机输入轴功率 $P_{m, \max}$ 需求为

$$P_{m, \max} = \frac{F_m V}{\eta} = \frac{9\,100 \times 7.72}{0.7} = 100.36 \text{ kW}$$

式中 F_m 为泵推力(N)。

电动机功质比 K_m 取 3 kW/kg,则电动机质量 m_m 为

$$m_m = \frac{P_{m, \max}}{K_m} = \frac{100.36}{3} = 33.45 \text{ kg}$$

按照巡航航速 V 为 5.14 m/s, 巡航航程 S_1 为 185.2 km, 放电深度 η_2 为 0.9, 则可得电池功 W_b 需求为

$$W = P_m \frac{S_1}{V} = 11\,905.7 \times 10^5 \text{ J}$$

$$W_b = \frac{W}{\eta_2} = 13\,228.6 \times 10^5 \text{ J}$$

根据电池发展技术, 取飞行器水下动力电池能量密度 K_b 取 500 (W·h)/kg, 比体积 C_b 取 500 J/m³, 则电池质量 m_b 和体积 V_b 分别为

$$m_b = \frac{W_b}{K_b} = \frac{13\,228.6 \times 10^5}{500 \times 3\,600} = 735 \text{ kg}$$

$$V_b = \frac{W_b}{C_b} = \frac{13\,228.6 \times 10^5}{500 \times 3\,600 \times 100} = 0.735 \text{ m}^3$$

流道长为 2 m, 壁厚为 3 mm, 内径为 360 mm, 采用钛合金密度为 4.5 g/cm³, 则流管质量仅为 30.79 kg。综合计算可得水下推进系统结构质量约为 800 kg, 占飞行器设计总质量的比值约 4%。

2.2 出水推进系统方案设计

两栖无人飞行器从水下到空中涡轮发动机启动工作的过程, 需要借助火箭发动机提供动力, 其中涉及出水动力和空中巡航动力的接力, 两栖无人飞行器出水接力过程如图 8 所示。火箭发动机工作过程分两段: 第一段出水过程以大推力 T_1 将飞行器从水下推进到空中, 大推力维持时间 t_1 ; 第二段则为接力过程, 以小推力 T_2 将飞行器推进到一定高度和速度, 小推力维持时间 t_2 , 从而实现火箭动力和空中涡轮动力的接力。根据出水动力和空中巡航动力的接力过程可知, 出水火箭动力需要满足推力可调和多次重复启动, 以满足一个任务剖面多循环设计要求。

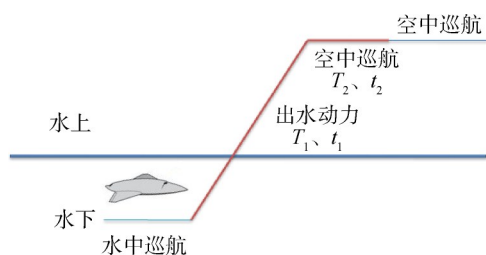


图8 两栖无人飞行器出水接力过程

Fig.8 Amphibious unmanned aerial vehicle water relay process

图9给出了典型火箭类型。固体火箭发动机由于固体装药是装填在燃烧室内部的, 一经点燃

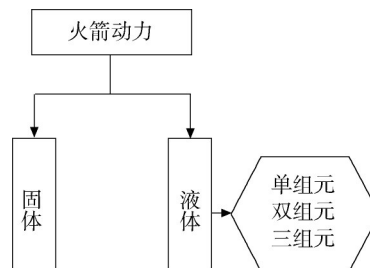


图9 典型火箭动力类型

Fig.9 Typical rocket power type

后, 整个燃烧室内形成了一个高温高压环境(温度在 3 000 K 以上, 压力在 6 MPa 以上), 这种环境下很难实现熄火, 因此固体火箭发动机无法实现多次重复启动。液体火箭发动机氧化剂或燃料为液体, 调节阀门开度可以调节其流量, 从而实现推力调节和开关, 能够满足重复启动要求。

按推进剂组元的数量可将液体火箭发动机分为单组元、双组元和三组元发动机。其中, 采用氧化剂和燃料的双组元发动机的能量特性要高于单组元发动机。根据两栖无人机飞行器推进总体方案, 推进系统均采用煤油作为燃料。根据双组元液体推进剂性能, 如表 3 所示, 过氧化氢 H₂O₂/煤油组合具有无毒、无污染、可储存、密度比冲高优点, 具有较广阔的应用前景。

火箭发动机性能计算过程如下:

由提供的设计输入推力的大小 F 和时间 t 求得液体火箭发动机的总冲 I_t 。

$$I_t = \int_0^t F dt \quad (12)$$

由提供的设计比冲 I_s 与计算的总冲 I_t 求得液体火箭发动机所需的推进剂质量 m_p 。

$$m_p = \frac{I_t}{I_s} \quad (13)$$

推进剂总质量流量 q_p 为

$$q_p = \frac{m_p}{t_p} \quad (14)$$

式中 t_p 为火箭发动机推力持续时间(s)。

通过混合比确定氧化剂和燃料的质量流量分别为

$$q_o = q_p \frac{R_{o/f}}{1 + R_{o/f}} \quad (15)$$

$$q_f = q_p \frac{1}{1 + R_{o/f}} \quad (16)$$

式中 $R_{o/f}$ 为氧化剂与燃料的混合比, 氧化剂和燃料总质量可得

$$m_o = q_o t_p \quad (17)$$

表 3 典型双组元推进剂的性能^[16]Table 3 Performance of a typical two-component propellant^[16]

推进剂	$R_{O/f}$	I_{sp}/s		氧化剂密度/ (kg/m)	燃料密度/ (kg/m)	密度比冲/ ((kN·s)/m ³)
		OMS	RCS			
90% H ₂ O ₂ /煤油	7.7	295	264	1 388	800	377
96% H ₂ O ₂ /煤油	7.1	305	272	1 430	800	397
NTO/MMH	1.65	310	279	1 447	872	362
NTO/MMH	2.4	317	282	1 447	872	386
LOX/乙醇	1.8	323	283	1 140	788	328
LOX/煤油	2.6	334	292	1 140	800	379
LOX/甲烷	3.3	344	305	1 140	415	

注:表中 I_{sp} 表示推进剂提供的比冲;OMS 及 RCS 分别为航天飞机轨道机动系统和反作用控制系统,在表中表示为两种系统使用推进剂提供的比冲; $R_{O/f}$ 为氧化剂与燃料的混合比。

$$m_f = q_f t_p \quad (18)$$

由选型的液体火箭发动机及推进剂最佳当量混合比估算推进剂混合比。由推进剂总质量及混合比求得氧化剂和燃油的质量。然后分别由氧化剂和燃油的密度求得推进剂的体积。

$$m_o = m_p \frac{R_{O/f}}{1 + R_{O/f}} \quad (19)$$

$$m_f = m_p \frac{1}{1 + R_{O/f}} \quad (20)$$

$$V_p = \frac{m_o}{\rho_o} + \frac{m_f}{\rho_f} \quad (21)$$

式中 m_o 和 m_f 分别表示氧化剂和燃油的质量; ρ_o 和 ρ_f 分别表示氧化剂和燃油的密度。

由燃烧室燃烧产物的等价气体常数和推进剂的定压燃烧温度,可以求得推力系数和特征速度。

$$C_F = \frac{I_s}{C^*} \quad (22)$$

$$\Gamma = \sqrt{\gamma} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} \quad (23)$$

$$C^* = \frac{\sqrt{R_c T_p}}{\Gamma} \quad (24)$$

式中 C_F 表示推力系数(N); I_s 表示比冲(s); C^* 表示为特征速度,为无量纲参数; Γ 为特征系数; γ 通常取燃烧室的平均比热比(J/(kg·K)); R_c 为燃烧室中燃烧产物的等价气体常数(J/(kg·K)); T_p 为推进剂的定压燃烧温度(K)。

给出推力室数量,由总推力和推力室数量求得单个推力室提供的推力。选定推力室压力,由于采用了泵压式供应系统,燃烧室的压力可以选

得稍微大一些。由推力系数、燃烧室推力、燃烧室压力求得燃烧室喉部面积。

$$C^* = \frac{\sqrt{R_c T_p}}{\Gamma} \quad (25)$$

$$A_t = \frac{F_c}{p_c C_F} \quad (26)$$

式中 A_t 表示燃烧室喉部面积(m²); F_c 表示火箭发动机推力室推力(N); p_c 表示推力室压力(Pa)。

液体火箭发动机结构质量估算方法如下:发动机的质量与所使用的推进剂、动力循环方式及推力的大小等很多因素有关。因此,很难对发动机以及它的各个组合件的质量做出确切的分析和估计。一般来说,推力室质量同发动机推力和喷管出口面积成正比,与燃烧室压力成反比。涡轮泵的质量则同燃烧室压力、涡轮泵体积流量及转速有关^[17]。

$$m_{tc} = 0.012 6 F^{0.8} \sqrt{\epsilon} / p_c^{0.15} \quad (27)$$

$$m_{tb} = (a + b p_c) Q^k \quad (28)$$

式中 m_{tc} 为推力室的质量(kg); m_{tb} 为涡轮泵的质量(kg); ϵ 为推力室的喷管面积比; a 、 b 、 k 为统计系数, $a=4$, $b=0.03 \sim 0.06$, $k=0.5$ 。

推力室与涡轮泵的质量占总质量的 50%。由此反求液体火箭发动机总的结构质量。

燃烧室压力的选择与液体火箭发动机的喷管尺寸直接相关。根据选取的燃烧室压力及喷管喉部流量关系可以算出喷管的尺寸。未来多采用超燃补燃循环液体火箭发动机,分别选取燃烧室压力为 4、20、25 MPa,研究喷管的尺寸并提出分布方案,分别如表 4、表 5 和表 6 所示。其中,喷管设

计方案 a-1、方案 b-1 和方案 c-1 为基础方案,设计条件为喷管数量为 2、喷管出口气流完全膨胀;方案 a-2、方案 b-2 和方案 c-2 在基础方案基础上,将喷管数量设计为 5;为减小喷管出口面积,在方案 b-1 与方案 c-1 基础上,将喷管出口气流马赫数减小为喷管出口完全膨胀所对应马赫数的 80%,得到方案 b-3 与方案 c-3。

从表 4~表 6 中可以发现当燃烧室压力较低时(低于 20 MPa),喷管出口直径变化较小。当燃烧室压力大于 20 MPa 时,喷管出口直径随燃烧室压力的提高变化较小。对比完全膨胀,采用完全膨胀的 80% 马赫数来设计喷管,喷管出口直径减少 60% 以上,但是其对喷管效率的影响却很小。未来研制中,如果考虑方案对尺寸限制很大的情况下,可以考虑在设计喷管时将出口马赫数适当减小。

表 4 方案 a 喷管参数($p_c=4$ MPa)
Table 4 Nozzle parameters of scheme a ($p_c=4$ MPa)

方案 编号	喷管 数量	扩张比	喉部直径/ mm	出口直径/ mm	长度/ mm
1	2	7.7	169.6	470.7	1 318.00
2	5	7.7	107.3	297.7	833.56

表 5 方案 b 喷管参数($p_c=20$ MPa)
Table 5 Nozzle parameters of scheme b ($p_c=20$ MPa)

方案 编号	喷管 数量	扩张比	喉部直径/ mm	出口直径/ mm	长度/ mm
1	2	24.42	75.8	374.8	409.32
2	5	24.42	48.0	237.0	259.20
3	2	3.01	75.8	131.6	128.9

表 6 方案 c 喷管参数($p_c=25$ MPa)
Table 6 Nozzle parameters of scheme c ($p_c=25$ MPa)

方案 编号	喷管 数量	扩张比	喉部直 径/mm	出口直 径/mm	长度/mm
1	2	28	67.8	363.7	385.10
2	5	28	42.9	230.0	243.67
3	2	3.48	67.8	126.6	122

2.3 空中巡航推进系统方案设计

根据总体方案设计参数,飞行器最大起飞质量为 m_0 ,飞行器起飞推质比为 0.3,起飞推力需求为 $0.3m_0g$,飞行器拟采用两台动力进行布局,单台

动力需求为 $0.15m_0g$ 。飞行器巡航高度为 6 km,巡航马赫数为 0.8,飞行器巡航配平升阻比为 13,巡航单台发动机推力需求为 $0.038\ 5m_0g$ 。

目前,能够满足 3 000 km 巡航动力所要求的耗油率需求的发动机类型包括涡扇发动机和涡桨发动机,根据巡航马赫数为 0.8 的速度要求及飞行器总体布局需求,空中巡航动力类型选择涡扇发动机。

参考国内外现有中小型航空发动机参数,初步选择 GE 公司和霍尼韦尔公司合作研制的一种推力为 2 670 daN 的 CFE738 型发动机,该型发动机为双转子涡扇发动机,外形图如图 10 所示,性能及尺寸参数如表 7 所示。该型发动机风扇进口直径为 900 mm,而飞行器方案模型中涡扇动力尺寸仅为 740 mm,无法满足 CFE738 发动机尺寸要求。一种可行的方案是在 CFE738 方案基础上,通过减小涵道比减小外涵尺寸,增大核心机热力循环参数,增加发动机推力。通过将外涵尺寸缩小,初步将 CFE738 涵道比 5.3 设计为 3.6,可满足风扇进口直径 740 mm 要求。



图 10 CFE738 涡轮风扇发动机外形图
Fig.10 CFE738 turbofan engine outline drawing

通过 GasTurb 软件初步对缩小后的发动机进行仿真,减小涵道比为 3.6,减小空气质量流量为 90 kg/s,提高涡轮前温度为 1 700 K,得到发动机地面最大状态性能如表 8 所示。根据仿真结果可以看出,发动机推力性能满足起飞推力要求,此时发动机喷管出口面积为 0.307 m^2 ,换算为圆喷口直径为 625 mm。

根据上述分析可以看出,未来通过发动机参数设计或发动机改型能够得到满足目前飞行器方案模型中空中推进系统尺寸要求的发动机。参考该型发动机推质比 4.47 可知,若单台发动机推力为 $0.15m_0g$,则单台发动机质量为 671 kg,两台发动机总质量为 1 342 kg,占飞行器设计总质量的比值约为 6.71%,预期 2050 年涡扇发动机推质比

表 7 CFE738 涡轮风扇发动机参数表^[18]
Table 7 CFE738 turbofan engine parameter table^[18]

参数	数值
起飞推力(海平面,静态,573 K)/daN	2 633
巡航推力($H=2\,200\text{ m}$, $Ma=0.8$)/daN	651
起飞耗油率/($\text{kg}/(\text{daN}\cdot\text{h})$)	0.379
巡航耗油率($H=12\,200\text{ m}$, $Ma=0.75$)/ ($\text{kg}/(\text{daN}\cdot\text{h})$)	0.653
推质比	4.47
空气质量流量/(kg/s)	95.3
涵道比	5.3
总增压比	35
涡轮进口温度/K	1 098
宽度/mm	1 092
高度/mm	1 219
长度/mm	2 514
干质量/kg	601

表 8 发动机 GasTurb 仿真结果
Table 8 Engine GasTurb simulation results

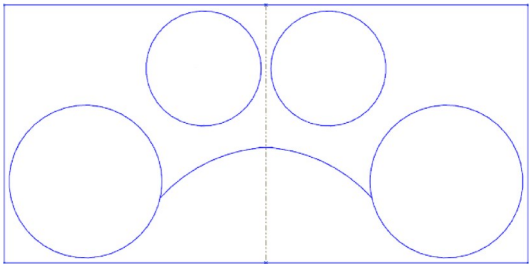
编号	参数	数值
1	空气质量流量/(kg/s)	90
2	推力/kN	$0.157\,8m_0g$
3	耗油率/($\text{kg}/(\text{daN}\cdot\text{h})$)	0.036 7
4	喷管出口面积/ m^2	0.307

达到 6~7 级别,则两台涡扇发动机动力仅为 8 570~10 000 N,能够满足涡扇动力总体方案约束。

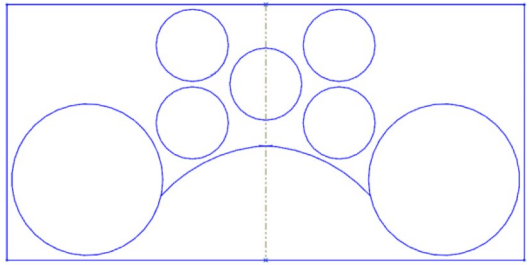
2.4 推进系统布局

根据飞行器后体初步尺寸约束,给定 20 mm 壁厚及间隙。针对不同的出水推进系统方案,分别与水下推进系统和空中巡航推进系统进行组合,设计推进系统布局方案。

根据火箭喷管设计方案 a 参数和涡扇喷管设计方案参数,分别对火箭发动机喷管数量为 2 和 5 的方案的后体喷管布置方案进行设计。按照该尺寸约束,图 11 给出了火箭喷管设计方案 a 可能的喷口布置方案,该方案能够满足后体尺寸要求,但考虑到火箭喷管在飞行器巡航过程中处于关闭状态,较大的火箭喷口使得飞行器产生较大底部阻力,直接影响飞行器性能,需要进行评估。



(a) 火箭发动机喷管数量不为2 (方案a-1)



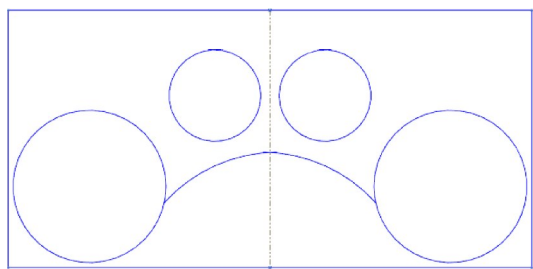
(b) 火箭发动机喷管数量为5 (方案a-2)

图 11 方案 a 喷口布置方法

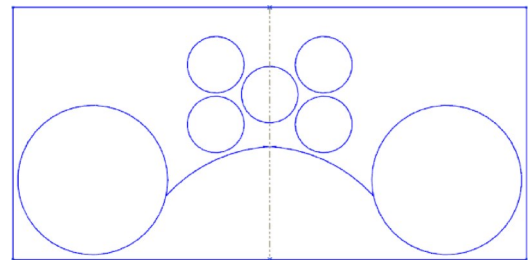
Fig.11 Spout arrangement method of scheme a

根据火箭喷管设计方案 b 参数和涡扇喷管设计方案参数,分别对火箭发动机喷管数量为 2 和 5 方案的后体喷管布置方案进行设计。按照该尺寸约束,图 12 给出了火箭喷管设计方案 b 可能的喷口布置方案,由图可知,通过增大燃烧室压力,可有效减小喷管出口尺寸,相比于方案 a 减小了后体尺寸,同时火箭发动机比冲提高,能够降低发动机推进剂消耗。对比火箭发动机喷管数量 2 和数量 5 方案可知,2 个喷管方案较 5 个喷管方案的后体面积更小,但 2 个喷管方案面临推力调节问题。小推力状态喷管出口较小,因此可以参考可延伸喷管调节方案(如图 13 所示),设计的喷管调节方案如图 14 所示,通过移动机构移动延伸段,大推力状态移动到展开位置,小推力状态移动到收敛位置。

根据火箭喷管设计方案 c 参数和涡扇喷管设计方案参数,分别对火箭发动机喷管数量为 2 和 5 的方案的后体喷管布置方案进行设计。按照该尺寸约束,图 15 给出了火箭喷管设计方案 c 可能的喷口布置方案,由图可知,通过增大燃烧室压力,可进一步减小喷管出口尺寸,相比于方案 b 减小了后体尺寸,同时火箭发动机比冲提高,能够降低发动机推进剂消耗。对比火箭发动机喷管数量 2 和数量 5 方案可知,2 个喷管方案较 5 个喷管方案后体面积更小,但 2 个喷管方案面临推力调节问



(a) 火箭发动机喷管数量为2 (方案b-1)



(b) 火箭发动机喷管数量为5 (方案b-2)

图 12 方案b喷口布置方法

Fig.12 Spout arrangement method of scheme b

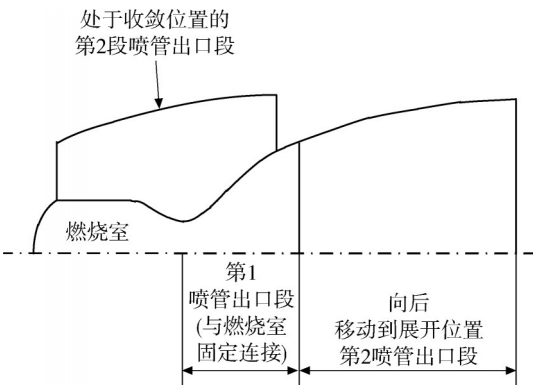


图 13 可延伸两级喷管方案简图

Fig.13 Brief diagram of a two-stage nozzle scheme can be extended

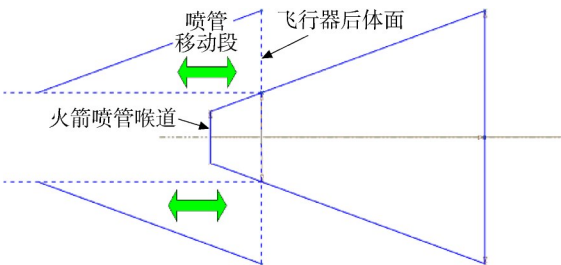


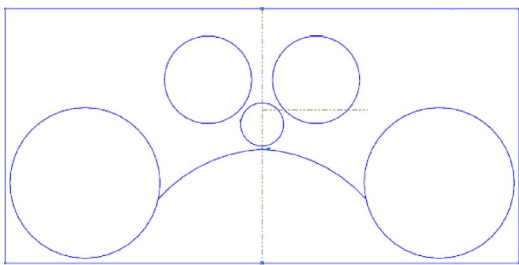
图 14 喷管调节方案(方案b-1)

Fig.14 Nozzle adjustment scheme (scheme b-1)

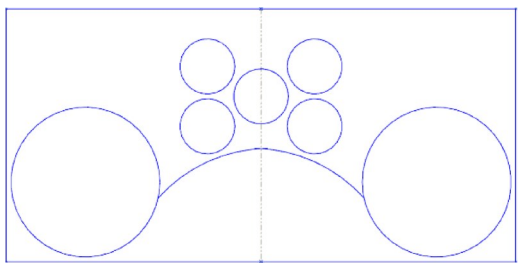
题,小推力状态喷管出口较小,因此参考可延伸喷管调节方案,设计的喷管调节方案如图 16 所示,通过移动机构移动延伸段,大推力状态移动到展

开位置,小推力状态移动到收敛位置。

由于水下巡航动力采用螺旋桨推进存在螺旋桨收放技术难点,考虑采用泵推进方案。根据文中第 2.1 节水下泵推进方案,采用轴向进流浸没式泵推进系统,能够减小喷口直径/后体面积。泵喷水推进系统喷口直径为 180 mm,初步将该喷口布局在火箭发动机喷口下方,初步流道方案如图 17 所示。



(a) 火箭发动机喷管数量为2 (方案c-1)



(b) 火箭发动机喷管数量为5 (方案c-2)

图 15 方案c喷口布置方法

Fig.15 Spout arrangement method of scheme c

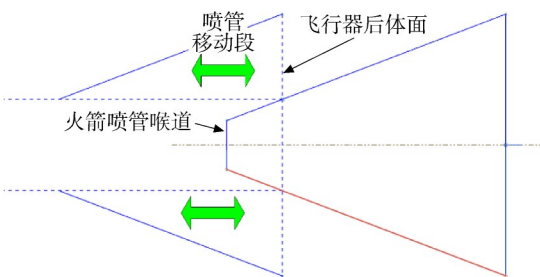


图 16 喷管调节方案(方案c-3)

Fig.16 Nozzle adjustment scheme (scheme c-3)

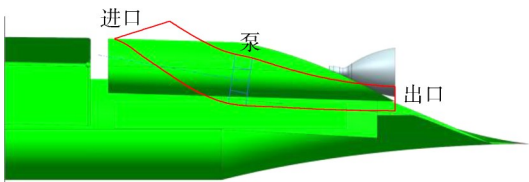


图 17 泵推进流道示意图

Fig.17 Schematic diagram of the pump propulsion runner

对比推进系统布局方案可知,采用较高的火箭发动机燃烧室能够提高火箭比冲,从而减小推进剂消耗,同时减小喷管出口(后体)尺寸,降低后体阻力,提升飞行器巡航性能,因此推进系统布局采取方案c-2布局,即火箭采用燃烧室压力为25 MPa,喷管数量为2的推进系统布局方案。

3 可重复出水方案设计及分析

3.1 可重复出水方案设计

根据两栖无人飞行器总体方案,飞行器任务剖面需要满足可重复出水设计,即至少两次出水过程,典型任务剖面如图18所示,其中方案1和方案2为单次出水方案,用于对比可重复出水方案。

图18中,方案1对应场景为指定区域水下布放飞行器,飞行器水下巡航至作战区域,依靠火箭动力出水至一定高度和速度,然后涡扇发动机接

力爬升至巡航高度和速度,巡航结束后降落入水等待回收或降落返航;方案2对应场景则在方案1基础上实现两次循环;方案3对应场景为陆地起飞爬升至巡航高度和速度,降落入水,飞行器水下巡航至作战区域,依靠火箭动力出水至一定高度和速度,然后涡扇发动机接力爬升至巡航高度和速度,巡航结束后降落入水等待回收或降落返航;方案4对应场景则在方案3基础上实现两次循环。

3.2 可重复出水方案分析

分别针对文中第3.1节四种飞行器典型任务剖面,开展了任务剖面性能计算分析,四种飞行方案所需燃油及过氧化氢的质量如表9、表10所示,可知:

表9 四种飞行方案所需燃油及过氧化氢的质量占比
(方案1和方案2)

Table 9 Mass ratio of fuel and hydrogen peroxide required for the four flight scenarios (programmes 1 and 2)			
阶段	参数	方案1	方案2
起始	质量占比%	100	100
	消耗煤油质量占比%	0.61	0.61
出水阶段	消耗过氧化氢质量占比%	5.06	5.06
	火箭推进结束质量占比/%	94.33	94.33
	爬升开始高度/m	100	100
爬升阶段	爬升开始马赫数	0.41	0.41
	巡航高度/km	6	6
	巡航马赫数	0.8	0.8
	爬升阶段燃油消耗占比/%	0.73	0.73
	爬升阶段航程/km	42.06	42.06
巡航阶段	巡航阶段开始质量占比/%	93.61	93.61
	航程/km	3 000	1 500
	巡航消耗煤油质量占比/%	11.13	5.74
	巡航结束飞行器质量占比/%	82.47	87.86
出水阶段	消耗煤油质量/kg	0.61	
	消耗过氧化氢质量/kg	5.06	
爬升阶段	火箭推进结束质量/kg	82.20	
	爬升开始高度/m	100	
	爬升开始马赫数	0.41	
	巡航高度/m	6 000	
	巡航马赫数	0.8	
	爬升阶段燃油消耗占比/%	0.59	
	爬升阶段航程/km	33.86	

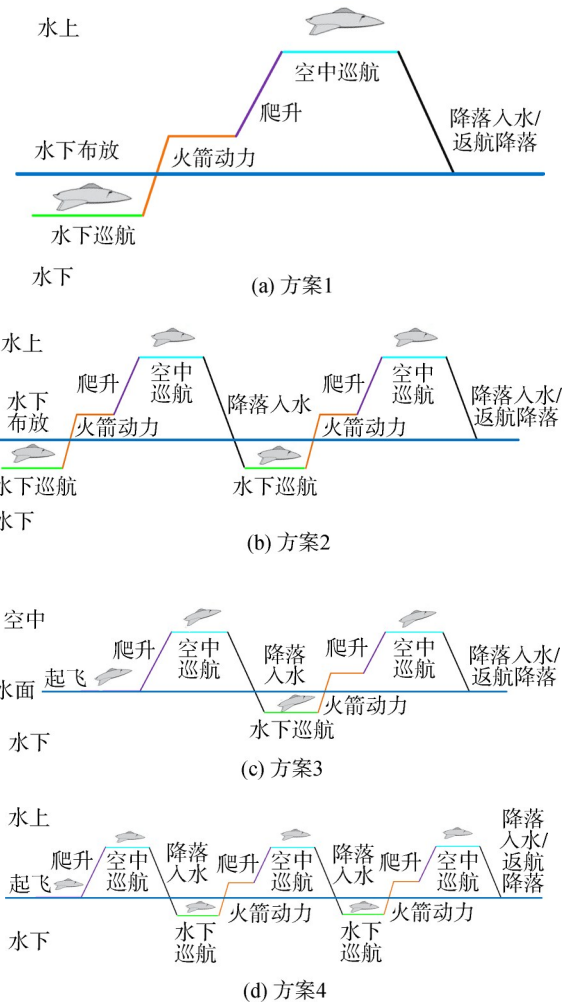


图18 基于四种方案的飞行器典型任务剖面
Fig.18 Typical mission profile of the aerial vehicle based on four schemes

续表			
阶段	参数	方案 1	方案 2
二次巡航	巡航阶段开始质量占比/%	81.61	
	航程/km	1 500	
	巡航消耗煤油质量占比/%	5.01	
	巡航结束飞行器质量占比/%	76.60	
	消耗煤油质量占比/%	12.47	13.28
	消耗过氧化氢质量占比/%	5.06	10.11
合计	总质量占比/%	17.53	23.40

1) 四个方案能源需求占飞行器设计总质量的比值分别为 17.53%、23.40%、18.66% 和 26.31%,即两栖无人飞行器实现可重复出水能源需求占比最大约 26%,根据飞行器设计水平可知,能源占比符合飞行器总体设计要求,从而表明飞行器总体方案能够满足可重复出水技术要求(二次出入水)。

2) 不同巡航方案,煤油的质量变化不大,而氧化剂(过氧化氢)的质量变化较大,这一点反映了在空中巡航次数为 3 000 km 的约束下,增加出水次数对燃料质量的需求远大于增加巡航次数。因此,未来设计可重复出水无人飞行器时应当着重提高液体火箭发动机的性能,增加液体火箭发动机比冲,以减少飞行器能源需求或占比。

表 10 四种飞行方案所需燃油及过氧化氢的质量占比
(方案 3 和方案 4)

Table 10 Mass ratio of fuel and hydrogen peroxide required for the four flight scenarios
(programmes 3 and 4)

阶段	参数	方案 3	方案 4
起始	质量占比/%	100	100
	爬升开始高度/m	0	0
	爬升开始马赫数	0.3	0.3
爬升阶段	巡航高度/km	6	6
	巡航马赫数	0.8	0.8
	爬升阶段燃油消耗占比/%	0.96	0.96
	巡航阶段开始质量占比/%	99.04	99.04
巡航阶段	航程/km	1 500	1 000
	巡航消耗煤油质量占比/%	6.08	6.08
	巡航结束飞行器质量占比/%	92.96	92.96

续表			
阶段	参数	方案 3	方案 4
出水阶段	消耗煤油质量占比/%	0.61	0.61
	消耗过氧化氢质量占比/%	5.06	5.06
	火箭推进结束质量占比/%	87.30	87.30
爬升阶段	爬升开始高/m	100	100
	爬升开始马赫数	0.41	0.41
	巡航高度/m	6 000	6 000
	巡航马赫数	0.8	0.8
	爬升阶段燃油消耗占比/%	0.64	0.64
二次巡航	巡航阶段开始质量占比/%	86.65	86.65
	航程占比/%	1 500	1 000
	巡航消耗煤油质量占比/%	5.32	3.58
	巡航结束飞行器质量占比/%	81.34	83.07
二次出水	消耗煤油质量占比/%	0.61	
	消耗过氧化氢质量占比/%	5.06	
	火箭推进结束质量占比/%	77.41	
	爬升开始高度/m	100	
二次爬升	爬升开始马赫数	0.41	
	巡航高度/m	6 000	
	巡航马赫数	0.8	
	爬升阶段燃油消耗占比/%	0.54	
三次巡航	巡航阶段开始质量占比/%	76.87	
	航程/km	1 000	
	巡航消耗煤油质量占比/%	3.18	
	巡航结束飞行器质量占比/%	73.69	
合计	消耗煤油质量占比/%	13.60	16.08
	消耗过氧化氢质量占比/%	5.06	10.11
	总质量占比/%	18.66	26.31

4 结 论

1) 针对一种两栖无人飞行器,根据总体任务需求,提出了多循环推进系统方案设计思路,并进行了多循环推进系统方案设计,该方案水下采用喷水推进,出水采用两台双组元(过氧化氢/煤油)高压补燃循环发动机,空中巡航采用两台涡扇发动机布局方案。

2) 针对两栖无人飞行器推进系统方案,基于不同阶段动力系统设计方案及飞行器结构总体布

局,开展了不同组合动力方案下的动力系统布局设计分析。结果表明:采用出水火箭动力燃烧室压力为 25 MPa,喷管数量为 2 的推进系统布局方案能够减小后体尺寸,降低后体阻力,提升飞行器巡航性能。

3) 针对飞行器可重复出水任务需求,设计了四个典型飞行方案的任务剖面。分别对四个飞行方案任务剖面进行了能源需求计算。结果表明:实现单次出水能源需求占飞行器设计总质量的比值约为 18%,而要实现可重复出水能源需求占比则约为 26%,综合飞行器设计水平,所设计的多循环推进系统方案能够实现无人飞行器可重复出水需求。

参考文献:

- [1] 李德远,吴汪洋,李晓晨.军用 UUV 的发展与应用前景展望[J].船舶电子工程,2012(4):22-24.
LI Deyuan, WU Wangyang, LI Xiaochen. Development and application prospect of military UUV[J]. Ship Electronic Engineering, 2012(4):22-24. (in Chinese)
- [2] 孙东平,李世令,尹岳昆.潜射无人机发展需求与作战样式分析[J].飞航导弹,2016(3):33-38.
SUN Dongping, LI Shiling, YING Yuekun. Analysis of development demand and combat style of submarine-launched UAV[J]. Flying Missile, 2016(3):33-38. (in Chinese)
- [3] 龚锋,王力.UUV 用动力锂电池综述[J].船电技术,2013,33(8):16-20.
GONG Feng, WANG Li. Summary of power lithium battery for UUV[J]. Ship Power Technology, 2013, 33(8):16-20. (in Chinese)
- [4] 方世鹏.水下矢量推进螺旋桨装置设计与研究[D].长沙:国防科学技术大学,2008.
FANG Shipeng. Design and research of underwater vector propulsion propeller device[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2008. (in Chinese)
- [5] 谭红明,邓海强,周欲晓,等.潜射无人机发展现状及其关键技术[J].南京航空航天大学学报,2009,41(增刊1):1-5.
TAN Hongming, DENG Haiqiang, ZHOU Yuxiao, et al. Development status and key technologies of submarine-launched UAV[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 41(Suppl.1):1-5. (in Chinese)
- [6] 时兆峰,张纯学.鸬鹚无人机:一种新型潜射无人战斗机[J].飞航导弹,2006(3):9.
SHI Zhaofeng, ZHANG Chunxue. Cormorant unmanned aerial vehicle—a new type of submarine-launched unmanned combat aircraft[J]. Flying Missile, 2013(6):9. (in Chinese)
- [7] 朱琳,张磊.潜载无人机关键技术及未来作战中的应用研究[J].飞航导弹,2013(6):32-36.
ZHU Lin, ZHANG Lei. Research on key technologies of submarine unmanned aerial vehicle and its application in future operations[J]. Flying Missile, 2013(6):32-36. (in Chinese)
- [8] 侯明,衣宝廉.燃料电池技术发展现状与展望[J].电化学,2012,18(1):1-13.
HOU Ming, YI Baolian. Development status and prospect of fuel cell technology[J]. Electrochemistry, 2012, 18(1):1-13. (in Chinese)
- [9] D'AMORE-DOMENECH R, RASO M A, VILLALBA-HERREROS A, et al. Autonomous underwater vehicles powered by fuel cells: design guidelines[J]. Ocean Engineering, 2018, 153(1):387-398.
- [10] WEYDAHL H, GILLJAM M, LIAN T, et al. Fuel cell systems for long-endurance autonomous underwater vehicles: challenges and benefits[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2020, 45(8):5543-5553.
- [11] 路骏,白超,高育科,等.水下燃料电池推进技术研究进展[J].推进技术,2020,41(11):2450-2464.
LU Jun, BAI Chao, GAO Yuke, et al. Research progress of underwater fuel cell propulsion technology[J]. Propulsion Technology, 2020, 41(11):2450-2464. (in Chinese)
- [12] REDDY T B. Linden's handbook of batteries[M]. New York: McGraw Hill, 2011.
- [13] 彭云龙,王永生,靳栓宝.轴流式喷水推进泵的三元设计[J].中南大学学报(自然科学版),2014,45(6):1812-1818.
PENG Yunlong, WANG Yongsheng, JIN Shuanbao. Three-dimensional design of axial water jet propulsion pump[J]. Journal of Central South University (Natural Science Edition), 2014, 45(6):1812-1818. (in Chinese)
- [14] 梁尔堂.电驱动喷水推进器的设计与仿真研究[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2017.
- [15] GILES W, PEREN T D, AMARATUNGA S, et al. The advanced waterjet: propulsor performance and effect on ship design[R]. Portsmouth, UK: IMAREST's 10th International Naval Engineering Conference and Exhibition, 2010.
- [16] 王万军,唐松青.绿色过氧化氢双组元自燃推进剂[J].化学推进剂与高分子材料,2004,2(5):30-34.
WANG Wanjun, TANG Songqing. Green hydrogen peroxide bipropellant[J]. Chemical Propellants and Polymer Materials, 2004, 2(5):30-34. (in Chinese)
- [17] 凌桂龙,张黎辉,唐家鹏.泵压式氢/氧液体火箭发动机质量分析[J].火箭推进,2007,33(1):1-6.
LING Guilong, ZHANG Lihui, TANG Jiapeng. Quality analysis of pumped hydrogen/oxygen liquid rocket engine[J]. Rocket Propulsion, 2007, 33(1):1-6. (in Chinese)
- [18] 胡晓煜.世界中小型航空发动机手册[M].北京:航空工业出版社,2006:58-60.

(编辑:陈 越)