

文章编号: 1000-8055(2024)10-20220671-12

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220671

二次燃烧反应对空水两用涡轮机性能影响

张安静, 秦 侃, 王瀚伟, 王 谦, 罗 凯

(西北工业大学 航海学院, 西安 710072)

摘 要: 为使跨介质飞行器同时适应水下和空中介质航行, 开展了新型双模涡轮机的二次燃烧反应过程研究。该涡轮机于空中工作时以煤油和空气为燃料, 于水下工作时以鱼推 3 推进剂为燃料。而在涡轮机出水起飞阶段, 煤油和鱼推 3 推进剂需同时燃烧, 由于鱼推 3 推进剂的燃烧产物中含有大量的 CO 、 H_2 和 CH_4 , 会在与煤油燃烧剩余的空气混合后产生二次燃烧现象。为分析起飞工况时二次燃烧反应造成的影响, 通过数值模拟研究了二次燃烧反应对空水两用涡轮机性能的影响。结果表明: 两种燃气发生了化学反应, 鱼推 3 燃气中的 CO 、 H_2 和 CH_4 几乎被完全燃烧; 二次燃烧反应主要发生在尾喷管前段, 燃烧段的最大温度从 712 K 增加到 2 185 K, 提高了尾喷管的出口速度, 使得推力大约增加了 30.24%。该研究为空水两用涡轮机起飞工况时推力的增加提供思路。

关 键 词: 空水两用涡轮机; 三维仿真; 组分输运; 二次燃烧; 推进

中图分类号: V239; TJ630.1

文献标志码: A

Influence of secondary combustion reaction on the performance of air-underwater dual-mode turbines

ZHANG Anjing, QIN Kan, WANG Hanwei, WANG Qian, LUO Kai

(School of Marine Science and Technology,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to make the trans medium vehicle adapt to underwater and air medium navigation at the same time, research on the secondary combustion reaction process of a new dual-mode turbine was carried out. The turbine used kerosene and air as fuels when it worked in the air, and used Yutui-3 propellant as fuel when it worked underwater. At the stage of turbine water take-off, kerosene and Yutui-3 propellant need to be burned at the same time. As the combustion products of Yutui-3 propellant contain a large amount of CO , H_2 and CH_4 , it will produce secondary combustion after mixing with the residual air from kerosene combustion. In order to analyze the influence of secondary combustion reaction during takeoff, the influence of secondary combustion reaction on the performance of air-water dual-purpose turbine was studied by numerical simulation. The results showed that these two kinds of fuel gases had chemical reaction, and CO , H_2 and CH_4 in Yutui 3 fuel gas were almost completely burned; the secondary combustion reaction mainly occurred in the front section of the nozzle. The maximum temperature of the combustion section increased from 712 K to 2 185 K, which increased the outlet velocity of the nozzle and made the thrust increase by about 30.24%. This study provides an idea for the increase of thrust of air water turbine during takeoff.

收稿日期: 2022-09-07

基金项目: 国家自然科学基金(51805435)

作者简介: 张安静(1997—), 女, 硕士生, 主要从事空水两用涡轮机研究。E-mail: 2020260798@mail.nwpu.edu.cn

通信作者: 秦侃(1988—), 男, 副教授、硕士生导师, 博士, 主要从事水下动力推进研究。E-mail: kan.qin@nwpu.edu.cn

引用格式: 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(10): 20220671. ZHANG Anjing, QIN Kan, WANG Hanwei, et al. Influence of secondary combustion reaction on the performance of air-underwater dual-mode turbines[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(10): 20220671.

Keywords: air-underwater dual-mode turbines; three-dimensional simulation; species transport; secondary combustion; propulsion

跨介质航行器突破了介质与使用环境的约束,具有多次跨越介质工作、远程快速打击等优点,已成目前各国研究的热点之一^[1]。跨介质航行器的航行模式分为水下航行、空中飞行及出水起飞 3 个阶段。图 1 为跨介质航行器动力系统示意图。跨介质航行器在水下航行时,使用鱼推 3 燃料;在空中飞行时,采用空气与煤油混合燃烧。

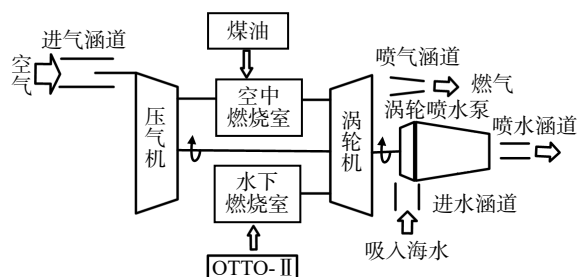


图 1 跨介质航行器动力系统示意图

Fig. 1 Sketch of the trans-media vehicle power system

在起飞过程,跨介质航行器由水下过渡到空中需要较大推力。此时,空水两用涡轮机的水下动力系统与水上动力系统同时运作^[2],鱼推 3 燃料和航空煤油在各自的燃烧室燃烧。然而鱼推 3 燃料是一种贫氧单组元推进剂^[3],其在水下燃烧室内燃烧会产生未完全反应放热的 CO 、 CH_4 、 H_2 ,而航空煤油与过量的空气在水上燃烧室内燃烧后会剩余大量的空气。当两股高温燃气在尾喷管内掺混时,会发生二次燃烧反应,使得尾喷管内的燃气温度升高,高温高压的燃气在尾喷管内膨胀加速后喷出航行器外,产生更大推力。而起飞过程中空水两用涡轮机的动力问题是跨介质航行器重复出入水的关键^[4]。因此,需要研究二次燃烧反应对空水两用涡轮机性能的影响。

空水两用涡轮机作为跨介质航行器研究的重点之一,公开资料较少。然而,分别对于水下和空中涡轮机而言,国内外有大量的学者开展了研究。对于水下涡轮机,Bryce 等人^[5]研究了一种高负荷单级跨声速涡轮机的设计方法,并对该涡轮机进行了性能测试与分析。Wang 等人^[6]通过仿真方法对轴向和径向式涡轮机进行了对比,得出了在相同输出功率下,首选轴流式涡轮机。Qin 等人^[7]比较了在试验和仿真方法下获得的涡轮机质量流量和效率,分析了 5 kW 涡轮机的性能,得出一维方法可用于部分进气式涡轮机初步设计的

结论。伊进宝等人^[8]利用 CFD 方法对水下航行体涡轮机通流部分流场及性能进行了研究,发现在设计工况下间隙泄漏损失是由于喷管处于临界状态时,强烈的入口激波使得叶轮壁面边界层分离;非设计工况下,喷管环效率下降造成了涡轮机效率下降。郭兆元等人^[9]对纯冲动式鱼雷涡轮机动叶栅超声速流动进行了数值仿真,并得出大攻角使得附面层分离越严重,引起的激波越大,总压损失越大的结论,此外经过喷嘴流域的同一叶片的气动载荷先增大后减小。

而对于空中涡轮机,Mee 等人^[10]对跨声速涡轮机叶片在叶栅中的损失进行了研究,发现当工质在跨声速流动或低声速流动时,叶栅流道内的掺混损失与激波损失会逐渐增大,总损失也随之增大,附面层损失占比最大的情况出现在亚声速流动下。Cho 等人^[11]利用试验手段对一种超声速涡轮机的动叶栅进行了研究,并分析了叶型内部激波结构受涡轮前后压比的影响。张小颖^[12]对涡轮叶片冷却集气腔分流特性做了研究。谭春青等人^[13]通过试验研究了某一典型涡轮静叶型叶片正弯曲对涡轮静叶栅流场的影响。

国内外学者对于二次燃烧反应也开展了相关研究。其中,Chen、Mayer 等人^[14-15]采用数值仿真的方法分别研究了进气道结构参数和空燃比对固冲发动机二次燃烧性能的影响。Xia 等人^[16]采用 9 组分 10 步 H_2/CO 基元氧化反应体系对 Atlas 火箭 40 km 处的二次燃烧现象进行数值研究。许超^[17]提出了富燃燃气的燃烧模型并研究了补燃室结构对冲压发动机二次燃烧的影响。金秉乐等人^[18]采用数值仿真的方法研究头部距离对固体火箭冲压发动机二次燃烧效率的影响,发现补燃室头部距离的增大会延长固相颗粒的驻留时间,但限于提高整个补燃室掺混燃烧效率。胡晓磊等人^[19]采用数值仿真方法研究了环形腔对燃气弹射初容室二次燃烧的影响,发现环形腔结构的改变导致燃气与空气的接触面积减小,环形腔开口向上时燃气弹出口速度减小且出筒时间推迟。

可以看出,采用单一工质的涡轮机性能已经开展了大量研究。然而,鲜有研究考虑具有涡轮机的二次燃烧反应,以及二次燃烧对涡轮机性能造成的影响。因此,本文建立空水两用涡轮机二次燃烧反应的数值仿真计算模型,分别对含二次

燃烧与无二次燃烧的涡轮机起飞工况进行仿真, 获得无/含二次燃烧的涡轮机的性能表现以及流动特性。为空水两用涡轮机起飞工况时推力的增加提供了新的思路。

1 数学模型

1.1 控制方程及湍流模型

鱼推 3 燃料燃烧与航空煤油的燃烧产物均为气相, 其流场内气相流动的连续性方程、动量方程、能量方程以及各组分输运方程可写为通用形式:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho\phi) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u\phi) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho v\phi) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho w\phi) - \\ \frac{\partial}{\partial x}\left(\Gamma_\phi \frac{\partial \phi}{\partial x}\right) - \frac{\partial}{\partial y}\left(\Gamma_\phi \frac{\partial \phi}{\partial y}\right) - \frac{\partial}{\partial z}\left(\Gamma_\phi \frac{\partial \phi}{\partial z}\right) = S_\phi \end{aligned} \quad (1)$$

其中 ρ 为密度, ϕ 为通用变量, Γ_ϕ 为变量 ϕ 的扩散系数, S_ϕ 为广义源项。计算工质为理想气体混合物; 化学反应为单步反应; 由于流体温度不高辐射换热强度较低忽略辐射换热影响^[20]。

对于湍流模拟, 在近壁自由流中 SST(shear stress transport) k - ω 模型有更高的精度与更广泛的使用范围^[21], 本文选择 SST k - ω 湍流模型, k - ω 模型假设湍流黏度与湍流频率相关, 其关系式为黏黏性

$$\mu_t = \frac{\rho k}{\omega} \quad (2)$$

其中 k 为湍流动能; μ_t 为湍流黏度; ω 为湍动能耗散率。

k 方程

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U k) = \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \nabla k \right] + P_k - \beta' \rho k \omega \quad (3)$$

ω 方程

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U \omega) = \\ \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \nabla \omega \right] + \alpha \frac{\omega}{k} P_k - \beta' \rho \omega^2 \end{aligned} \quad (4)$$

式中 P_k 为湍流生成速率, α 、 β' 、 ω 、 σ_k 、 σ_ω 为模型中的常数, U 为流动速度; μ 为黏度。

数值模拟基于 FLUENT 软件, 采用 SIMPLEC (semi-implicit method for pressure linked equations consistent) 算法, 求解器选择压力基, 流项和扩散项采用 1 阶迎风格式做定常计算, 压力差值采用标准模式。流体设置为理想气体, 壁面采用无滑移绝热壁面。

1.2 气相燃烧模型

研究气相湍流的燃烧过程关键在于建立比较准确的湍流燃烧模型, 由于涡团耗散模型(eddy-dissipation model, EDM)不仅可以有效地控制各组分净反应速率, 还具有更高的计算精度^[17]。所以本文选择的湍流燃烧模型为 EDM。采用简单的化学反应系统, 假设燃烧为单步反应。

涡团耗散模型的数学表达形式如下:

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho Y_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u Y_i - \Gamma \frac{\partial Y_i}{\partial x})}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v Y_i - \Gamma \frac{\partial Y_i}{\partial y})}{\partial y} + \\ \frac{\partial(\rho w Y_i - \Gamma \frac{\partial Y_i}{\partial z})}{\partial z} = R_i \end{aligned} \quad (5)$$

其中 Y_i 为组分 i 的质量分数; R_i 为反应物 i 的化学反应速率, $i=1, 2, 3, \dots, N$ 。假设各组分扩散系数相等, Lewis 数为 1, $\Gamma = \mu_i / S_{ci}$, 其中 S_{ci} 为湍流扩散系数。

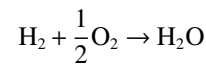
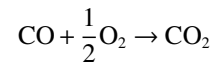
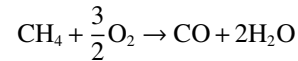
反应物 i 的二次燃烧化学反应速率 R_i 受湍流混合时间尺度 k/ε 控制。

$$R_{i,r} = v'_{i,r} M_{w,i} A \rho \frac{\varepsilon}{k} \min \left(\frac{Y_R}{v'_{R,r} M_{w,R}} \right) \quad (6)$$

$$R_{i,r} = v'_{i,r} M_{w,i} A B \rho \frac{\varepsilon}{k} \left(\frac{\sum_p Y_p}{\sum_j v'_{j,r} M_{w,j}} \right) \quad (7)$$

反应速率取上面两个表达式的最小值即可。其中 A 、 B 均为经验常数, 分别取 4.0 和 0.5。 $v'_{i,r}$ 为二次燃烧 r 中反应物 i 的化学计量系数; Y_p 和 Y_R 分别为二次燃烧中产物 P 与反应物 R 的质量分数; $M_{w,j}$ 为不同生成物 j 的分子量。

文中气相组分燃烧模型采用两步 CH_4 -air 燃烧模型, 再补充 H_2 - O_2 燃烧模型, 即:



2 数值方法验证和物理模型

2.1 数值方法验证

2.1.1 涡轮机数值方法验证

通过 Kiely 等人^[22] 在论文中提到的微型涡轮

机的试验数据来验证本文数值方法对空水两用涡轮机仿真的正确性与可靠性。该涡轮机的输出功率为 2 kW, 其余主要参数指标如表 1 所示, 根据相关参数建立数值仿真模型, 并在表 2 所给的边界条件下进行仿真计算, 表 3 为网格无关性验证及试验结果对比。由表 3 可知, 网格数大于 150 万以后, 涡轮机的内效率基本稳定不变, 表明当网格数量超过 150 万后仿真结果与网格数量无关, 出于计算效率的考虑, 本文选择 180 万网格数的模型进行仿真计算。图 2 为模型验证的计算域和网格。

表 1 Kiely 涡轮机设计参数
Table 1 Turbine design parameters from Kiely

参数	数值
涡轮中径/mm	25.76
喷管喉部直径/mm	0.56
喷管出口直径/mm	1.27
叶片高度/mm	1.524
叶片弦长/mm	1.88
叶片边缘厚度/mm	0.076
喷管数目	5
叶片数	75
喷管斜切角/(°)	15
叶片安装角/(°)	25

表 2 涡轮机边界条件设置
Table 2 Turbine boundary conditions

边界条件	数值
喷管入口总压/MPa	2.068 4
喷管入口总温/K	1 225
喷管出口总压/MPa	0.034 5
转速/(r/min)	435 000

表 3 仿真结果与试验结果对比
Table 3 Comparison of simulation results and test results

参数	网格数/ 10^4		
	150	180	200
输出功率/kW	1.993	1.997	1.996
仿真效率/%	62.43	62.58	62.55
试验效率/%	63		

由表 3 仿真结果与试验结果比较可知, 内效率与试验结果相比相对误差在 5% 以内, 说明本文所采用的数值方法可用于评估涡轮机性能。

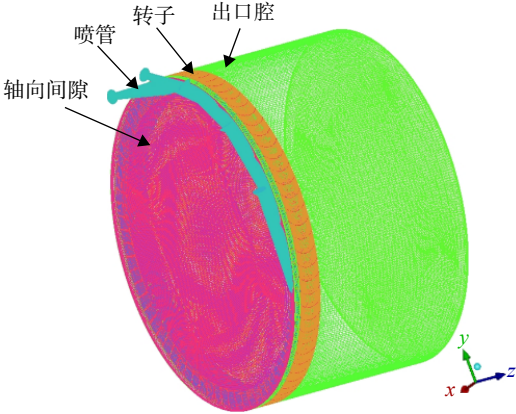


图 2 用于数值验证的计算域和网格
Fig. 2 Calculation domain and mesh for numerical validation

2.1.2 二次燃烧反应数值方法验证

本文通过煤油燃气与鱼推 3 燃气的二次燃烧试验验证该数值仿真方法。图 3、图 4 分别为混合燃烧试验系统组成与实物装置。该试验中, 打开闸板阀。再开启鱼推 3 推进剂管路截止阀。调节变量泵体积流量为 24 mL/s。点燃固体药柱, 持续燃烧 2 s。开启鱼推 3 推进剂管路发电机电源, 泵供 24 mL/s 鱼推 3 推进剂, 固液混合燃烧 20 s, 液体燃料稳定燃烧 20 s。测量水下燃烧室温度、压强。

打开压缩空气管路截止阀。调节节流阀, 使质量流量计示数稳定在 0.44 kg/s 左右。打开煤油管路截止阀, 供入质量流量为 20 g/s 的煤油。观察煤油管路质量流量计示数, 稳定在 20 g/s 左右。火花塞点火, 稳定燃烧 20 s。测量混合燃烧室温度、压强。关闭压缩空气管路截止阀, 关闭煤油管路截止阀。图 5 为两股燃气混合燃烧时的试验温度。

由图 5 可知, 在 40 s 时加注鱼推 3 燃气, 温度升高并稳定在 570 K, 即鱼推 3 燃气进入二次燃烧段的初始温度为 570 K。在 60 s 时煤油点火, 鱼推 3 燃气与煤油燃气发生二次燃烧反应, 二次燃烧段的温度升高并稳定在 1 330 K, 反应前后温度升高了 683 K。

对二次燃烧段进行仿真计算, 图 6 为二次反应室网格模型, 二次反应室总长为 0.5 m, 其中, 鱼推 3 燃气入口直径为 4 mm, 煤油燃气入口直径为 200 mm, 壁厚均为 2 mm。

边界条件为煤油燃气入口: 质量流量入口, 0.46 kg/s, 温度为 1 350 K。鱼推 3 燃气入口: 质量流量入口, 29.5 g/s, 温度为 1 495 K。压力出口, 0.3 MPa。表 4 为燃气入口的气体组分及质量分数。

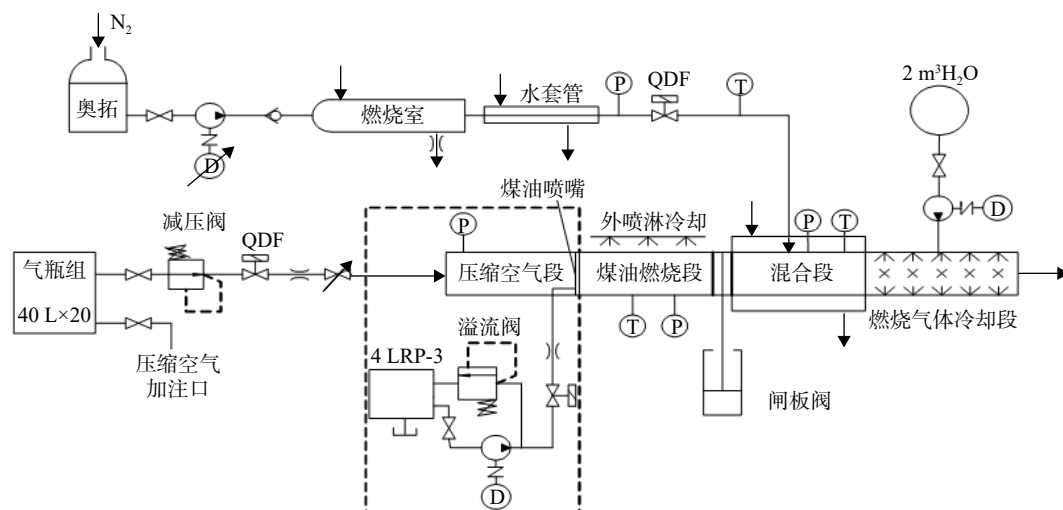


图3 混合燃烧试验系统组成

Fig. 3 Mixed combustion test system composition



图 4 混合燃烧系统实物装置

Fig. 4 Mixed combustion system physical device

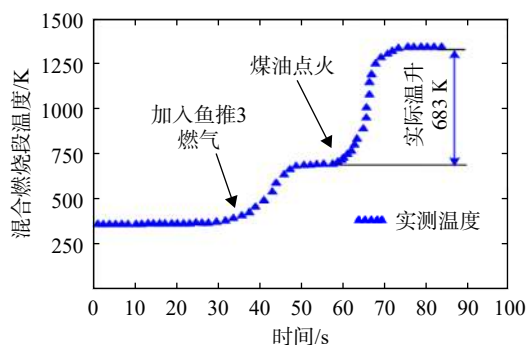


图5 两股燃气混合燃烧时的试验温度

Fig. 5 Test temperature when two gas streams are mixed and burned

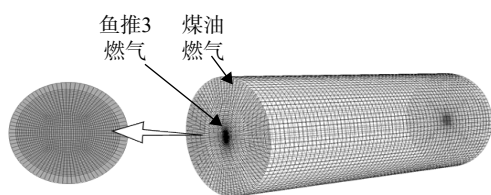


图 6 二次反应室网格划分

Fig. 6 Secondary reaction chamber meshing

表 4 燃气入口组分及质量分数

Table 4 Species and mass fraction of inlet

边界	质量分数						
	CO ₂	H ₂ O	O ₂	CO	H ₂	CH ₄	N ₂
煤油燃气入口	13.8	5.5	7.4				73.4
鱼推3燃气入口	8.1	8.3		62.0	3.0	5.6	13.0
出口	20.6	8.0	2.1				69.7

图 7 为二次燃烧段的温度云图。从该图可知,二次燃烧反应使得燃烧段的温度迅速上升,在距离入口 0.28 m 左右处由于燃气完全反应温度最高,随着燃烧反应的发生,未参与反应的气体与二次燃烧反应产生的燃气掺混,使得温度下降,最终趋于稳定。二次燃烧段出口处温度稳定在 2 150 K,仿真结果温度升高 728 K,与试验温升的误差为 7%,说明该仿真方法可行。

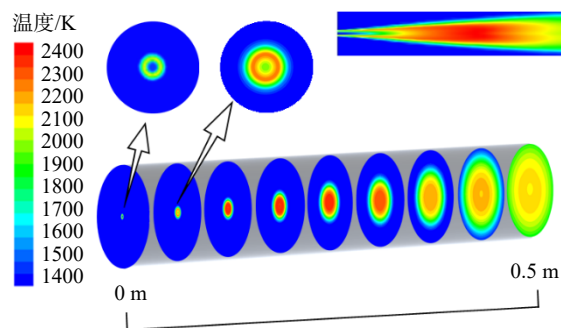


图 7 二次燃烧温度云图

Fig. 7 Secondary combustion temperature contours

2.2 物理模型及网格划分

采用文献 [23] 提出的重型空水共用涡轮设计方法, 获得了本文轻型空水两用涡轮机起飞工况

时的主要设计参数及尺寸如表 5 所示。计算域网格如图 8 所示。计算区域分为 6 个部分: 水上喷管流动域、空中喷管流动域、转子叶栅及叶顶间隙域、轴向间隙域、尾喷管段流动域、空腔段流动域。

表 5 涡轮机的主要设计参数
Table 5 Main design parameters of the turbine

参数	数值
水下喷管数目	1
空中喷管数目	30
水下喷管喉部宽度/mm	1.26
空中喷管喉部高度/mm	12.5
水下喷管喉部高度/mm	12.5
空中喷管标称出口宽/mm	3
水下喷管中心线倾角/(°)	15
空中喷管中心线倾角/(°)	13
转子个数	75
叶片高度/mm	15
叶顶间隙/mm	0.53
尾喷管入口半径/mm	96.03
尾喷管出口半径/mm	30.7
尾喷管收缩锥角/(°)	20
尾喷管收缩段长度/mm	179.5
空腔半径/mm	300.7
空腔长度/mm	541.2
尾喷管圆柱段长度/mm	100

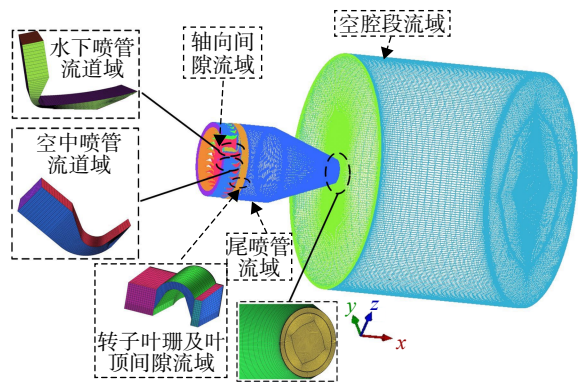


图 8 计算流场的网格划分
Fig. 8 Meshing of computational flow fields

2.3 边界条件

鱼推 3 燃料燃气入口与航空煤油燃气入口均设为质量流量入口。参考文献 [24] 中重型空水两用涡轮机起飞工况下的设计与仿真结果, 获得了该仿真计算的轻型空水两用涡轮机的边界条件如下: 水下喷管入口的质量流量为 0.347 kg/s; 空中喷管入口的质量流量为 0.804 kg/s; 在静止区

域与旋转区域之间设置 interface 交界面; 动参考系模型采用 MRF(moving reference frame)模型, 叶轮转速为 4 581.8 rad/s 与水下工况一致; 尾喷管出口为压力出口(101 325 Pa), 温度为 300 K。燃气组分如表 6 所示。

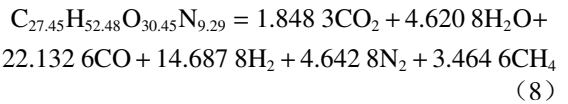
表 6 燃气入口组分及质量分数
Table 6 Species and mass fraction of inlet

边界	质量分数						
	H ₂	N ₂	H ₂ O	CO ₂	CO	CH ₄	O ₂
水下喷管	0.03	0.13	0.08	0.08	0.62	0.06	
空中喷管		0.75	0.022	0.056			0.169

3 二次燃烧理论温度分析方法

假设燃烧反应在接近绝热的条件下进行时, 完全燃烧的热量全部用来加热燃烧产物^[24]。

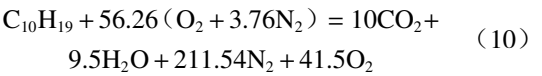
鱼推 3 推进剂燃烧的反应方程式为



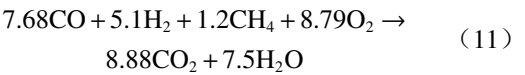
水上额定工况下空燃比为

$$B_r = \frac{\eta_r H_u - c_{p,r} T_{3,r}}{c_{p,r} T_{3,r} - c_{p,k} T_{2,r}} \tag{9}$$

其中 $T_{3,r}$ 为水上燃烧室温度; $T_{2,r}$ 为压气机出口温度; η_r 为水上燃烧室的燃烧效率; $c_{p,k}$ 为燃气比定压热容; $c_{p,r}$ 为空气比定压热容; H_u 为航空煤油的低热值。当 $B_r=55.56$ 时, 煤油燃烧的反应方程式为



则 0.347 kg 鱼推 3 燃气完全燃烧的反应方程式如下:



该反应放热 4.372 MJ, 根据式 (12) 计算出该反应的理论温度为 4 850 K。

$$I = H_f + \int_{T_s}^T c_p dT \tag{12}$$

其中 I 为物质总焓; T_s 为标准温度; H_f 为标准生成焓, c_p 为比定压热容。

由于本文中二次燃烧反应过程中 O_2 不足(只含 4.25 mol), 故估算出该二次燃烧反应放热

2.1 MJ, 对应的理论温度为 2 330 K。

4 结果与分析

为研究二次燃烧反应对空水两用涡轮机性能的影响, 分别针对无/含二次燃烧反应的空水两用涡轮机进行了仿真。表 7 为无/含二次燃烧反应时空水两用涡轮机尾喷管出口平均速度、推力、功率与效率、温度的计算结果。

表 7 无/含二次燃烧结果对比

Table 7 Comparison of results without/with secondary combustion

参数	含二次燃烧	无二次燃烧
尾喷管出口平均速度/(m/s)	927.31	582.79
尾喷管出口温度/K	2 185	712
推力/N	1 067.33	819.51
功率/kW	178.11	236.06
效率/%	26.4	29.0
温度理论计算值/K	2 330	

可以看出, 含二次燃烧时尾喷管出口的速度与温度均大于无二次燃烧时; 二次燃烧使得尾喷管的推力增大 30.24%; 无二次燃烧时涡轮机的功率与效率均高于含二次燃烧; 含二次燃烧时温度与理论计算值的相对误差为 6.2%, 证明了该二次燃烧数值仿真结果的准确性。

空水两用涡轮机起飞工况时的效率(29.0%)与传统涡轮机相比较低, 这是由于空水两用涡轮机起飞工况时, 喷管与转子叶片内具有由边界层黏性耗散、二次流及激波现象引起的很大的喷管损失与转子损失, 除此以外, 叶顶间隙中燃气的泄漏会造成较大的叶顶间隙损失, 而且由于起飞过程中转速提高, 其速度比(1.69)相比于空中工况(0.48)过高导致效率下降。含二次燃烧时涡轮机的效率(26.4%)低于无二次燃烧(29.0%), 由于尾喷管出口处的动能耗散造成出口能量损失, 含二次燃烧反应的尾喷管出口处的平均速度(927.31 m/s)大于无二次燃烧(582.79 m/s), 故含二次燃烧时出口能量损失较大, 不仅如此, 含二次燃烧时涡轮机的速比较大, 使得余速损失增大, 导致含二次燃烧时涡轮机的效率更低。

含二次燃烧时空水两用涡轮机的功率(178.11 kW)小于无二次燃烧时(236.06 kW), 这是由于起飞工况时空水两用涡轮机内两股燃气发生二次燃烧反应时, 尾喷管内的温度迅速升高,

从无化学反应时的 712 K 上升至 2 185 K, 导致含二次燃烧反应时尾喷管出口压力大于无二次燃烧反应时, 而两种工况入口总压一致, 故无二次燃烧反应时, 更多工质的理想可用焓降转换为工质的动能, 进而转换为涡轮机的机械能, 导致涡轮机的功率更大。

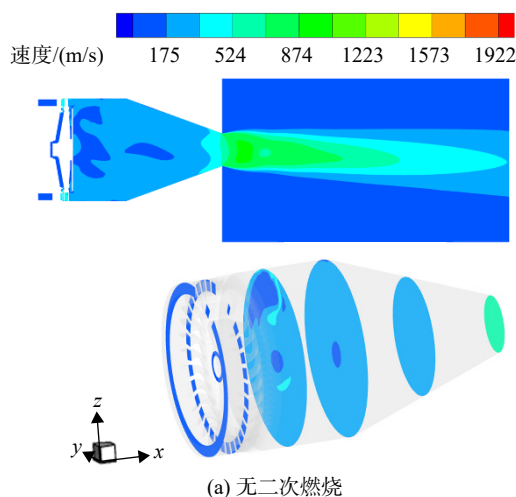
针对表 7 的仿真计算结果, 将从流场分析、流场温度及燃烧产物的浓度三个方面分析导致此结果的原因。

4.1 流场分析

图 9(a)~图 9(b)分别为 $z=0$ 的截面与带尾喷管的涡轮机不同截面上无/含二次燃烧反应的速度云图。从图 9(a)可知, 不管有无二次燃烧反应, 燃气都会在尾喷管内膨胀加速后以高速喷出管外, 从而产生推力。但明显可见, 含二次燃烧反应时尾喷管的出口速度(927.31 m/s)大于无二次燃烧反应时(582.79 m/s), 这是由于燃气与空气发生了化学反应, 二次燃烧释放的热能与化学能转化成了动能, 沿流动方向燃气速度不断增大, 推力也随之增大。尾喷管出口处存在膨胀波与压缩波, 膨胀波后压力降低, 压缩波后压力上升^[25], 所以膨胀区的速度大于压缩区的速度。由图 9(b)可知, 尾喷管前段燃气的速度分布并不均匀, 水下喷管出口燃气速度比空中喷管出口燃气速度大 170 m/s 左右, 在水下喷管与空中喷管交接处速度较小(150 m/s 左右), 这是由于空中喷管压比较小而速比较大, 使得空中喷管出口处煤油燃气的流动方向与水下喷管出口高速燃气的流动交叉, 两股燃气掺混后造成了较大的流动损失, 导致速度较低。

4.2 流场温度分布

图 10(a)~图 10(b)为 $z=0$ 的截面上与带尾喷



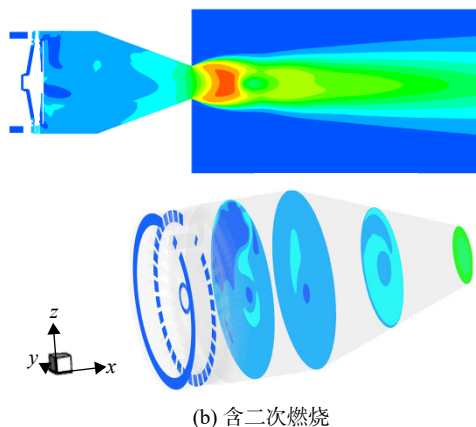
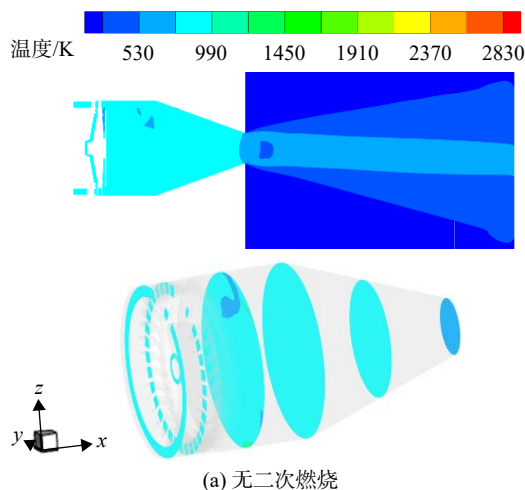


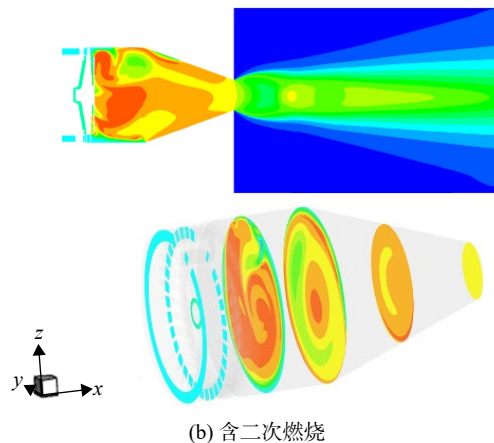
图 9 流场速度分布云图

Fig. 9 Flow field velocity contours

管的涡轮机不同截面上无/含二次燃烧反应的温度云图。从图 10(a)可以看出,含二次燃烧时尾喷管内的温度比无二次燃烧时尾喷管内的温度高出 1 300 K 左右,且尾喷管前段温度梯度较大,这是因为二次燃烧反应主要发生在尾喷管内两股燃气充分混合的区域,鱼推 3 燃气中的可燃物 CO 与 CH_4 和煤油燃气中的 O_2 在尾喷管前段发生的化学反应最为剧烈,释放的化学能也越多,其温度也就越高。由图 10(b)可见,水下喷管喷出的燃气温度低于空中喷管,这是由于空中喷管的压比小于水下喷管,导致空中喷管中燃气温度下降较少。含二次燃烧时尾喷管流场内的温度随着燃气流动逐渐降低,其主要原因是二次燃烧反应过程氧气是不足的,在尾喷管的后段化学反应减少,甚至停滞,会剩余极少量未反应完全的 CO 与 CH_4 ,在尾喷管的后段,这些未完全反应的气体温度上升,使得尾喷管流场中的温度降低,其次是因为尾喷管流场内存在高温高焓降规律,导致尾喷管后段不再出现温度的波峰。



(a) 无二次燃烧



(b) 含二次燃烧

图 10 流场温度云图

Fig. 10 Flow field temperature contours

在该二次燃烧反应中燃烧产物的温度不仅会升高,燃气中未参与反应的 CO_2 、 H_2O 、 N_2 的温度也相应升高。依据文中第 3 节提出的二次燃烧理论温度分析方法得出二次燃气理论温度为 2 330 K。而仿真计算出含二次燃烧反应的平均温度在 2 200 K 左右,该值与理论计算的误差为 5.6%。需要指出的是,二次燃烧反应后温度过高,后续还需采取相应的冷却措施。

图 11(a)~图 11(b)为叶栅流道的温度分布云图,其中,右边为 20% 弦长处叶栅截面温度分布云图。从图中可以看出,无/含二次燃烧反应水下喷管对应叶栅流道的温度均小于空中喷管对应

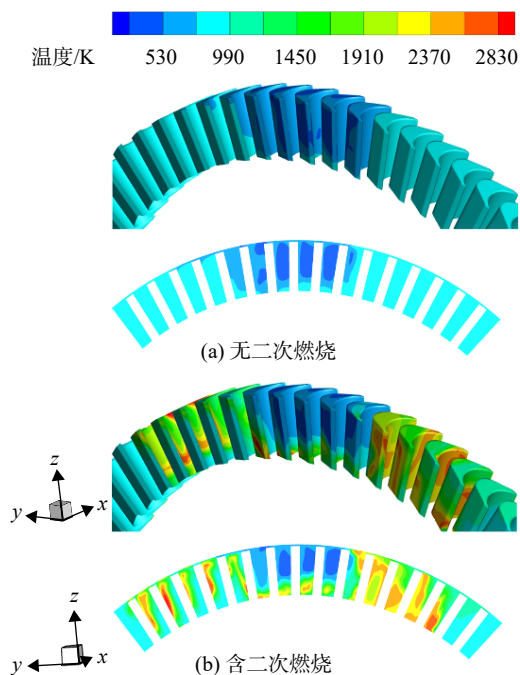


图 11 叶栅流场温度分布

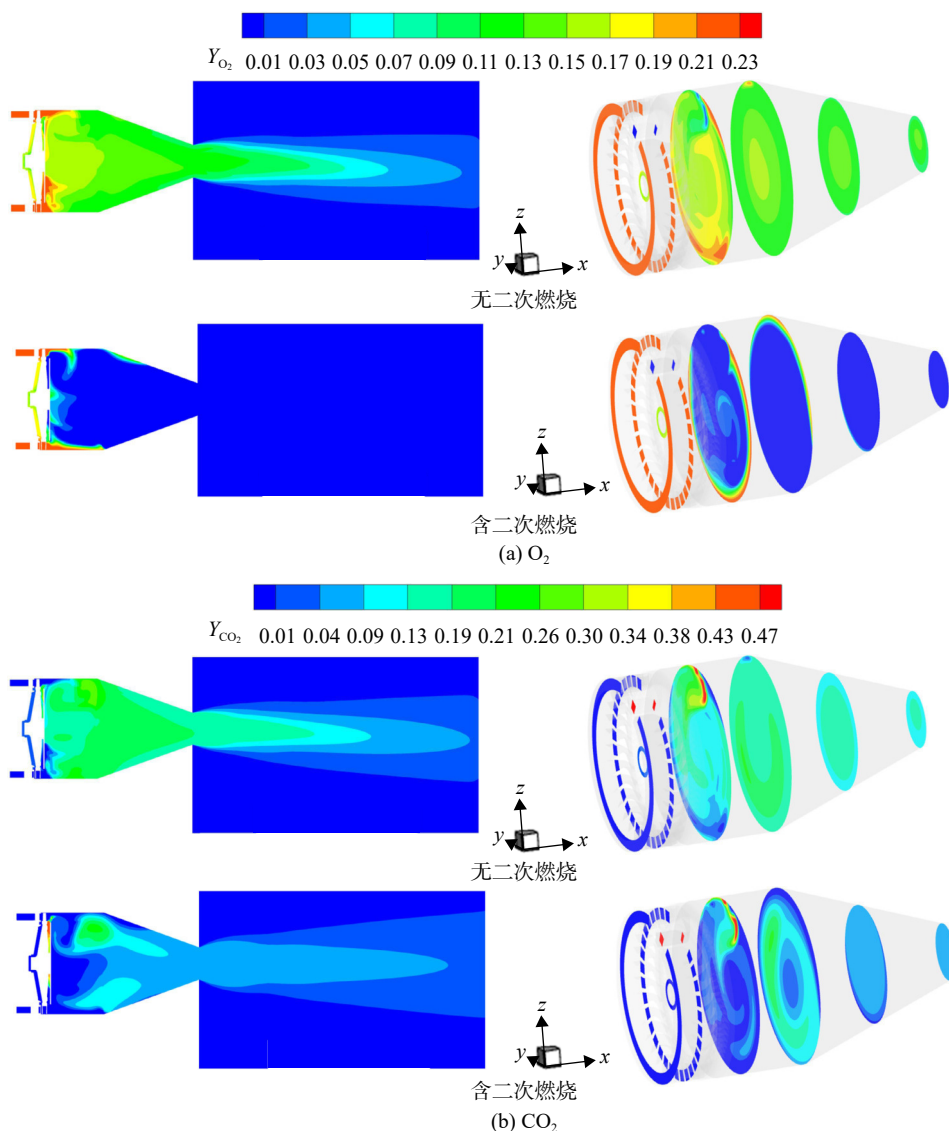
Fig. 11 Temperature distribution in the cascade flow field

叶栅流道的温度, 因为水下喷管的压比较大, 温度下降较多。无二次燃烧时, 水下喷管对应的叶栅流道温度在 600 K 左右, 明显小于空中喷管对应的叶栅流道, 这是因为水下喷管为拉法尔喷管, 而空中喷管是收缩管, 从水下喷管喷出的燃气流速较大, 温度相对较低, 在受气流直接冲击的叶片前缘温度最低。含二次燃烧时, 水下喷管对应位置叶栅流道根部的温度上升, 在水下喷管与空中喷管交接处的叶栅流道温度升高, 且背弧面温度高于内弧面。原因有: 一方面, 泄漏到相邻叶片的燃气流速逐渐下降产生高温, 在脱离该泄漏区域后温度又会逐渐下降; 另一方面, 空中喷管的燃气泄漏到相邻水下喷管对应叶片处, 两股燃气在背弧面最先掺混且发生化学放热反应, 温度升高, 在远离水下喷管的位置, 无化学反应, 温度逐渐降低。

4.3 流场燃烧产物分布

图 12(a)~图 12(e) 分别为 $z=0$ 的截面上与带尾喷管的涡轮机不同截面上无/含二次燃烧反应时 O_2 、 CO 、 CH_4 、 CO_2 、 H_2O 质量分数云图。

图 12(a) 和图 12(b) 为 $z=0$ 截面上无/含二次燃烧反应时 O_2 、 CO 、 CH_4 、 CO_2 、 H_2O 质量分数云图。由图可知, 无二次燃烧反应时 O_2 无消耗, 尾喷管出口处 CO 的质量分数为 0.13, CH_4 的质量分数为 0.014, CO_2 质量分数为 0.024, H_2O 的质量分数为 0.021, 而含二次燃烧时尾喷管出口处 O_2 的质量分数几乎为 0, CO 与 CH_4 的质量分数均有明显降低, 分别降到 0.08 和 0.006, 而 CO_2 与 H_2O 的质量分数分别为 0.24 和 0.1, 有显著的升高。且在含二次燃烧流场中 CO 与 CH_4 的质量分数变化趋势与图 10(b) 温度分布图相反, 而 CO_2 与 H_2O 质量分数变化趋势与图 10(b) 温度分布图相似。这是由于含二次燃烧的流场中 CO 、 CH_4 与



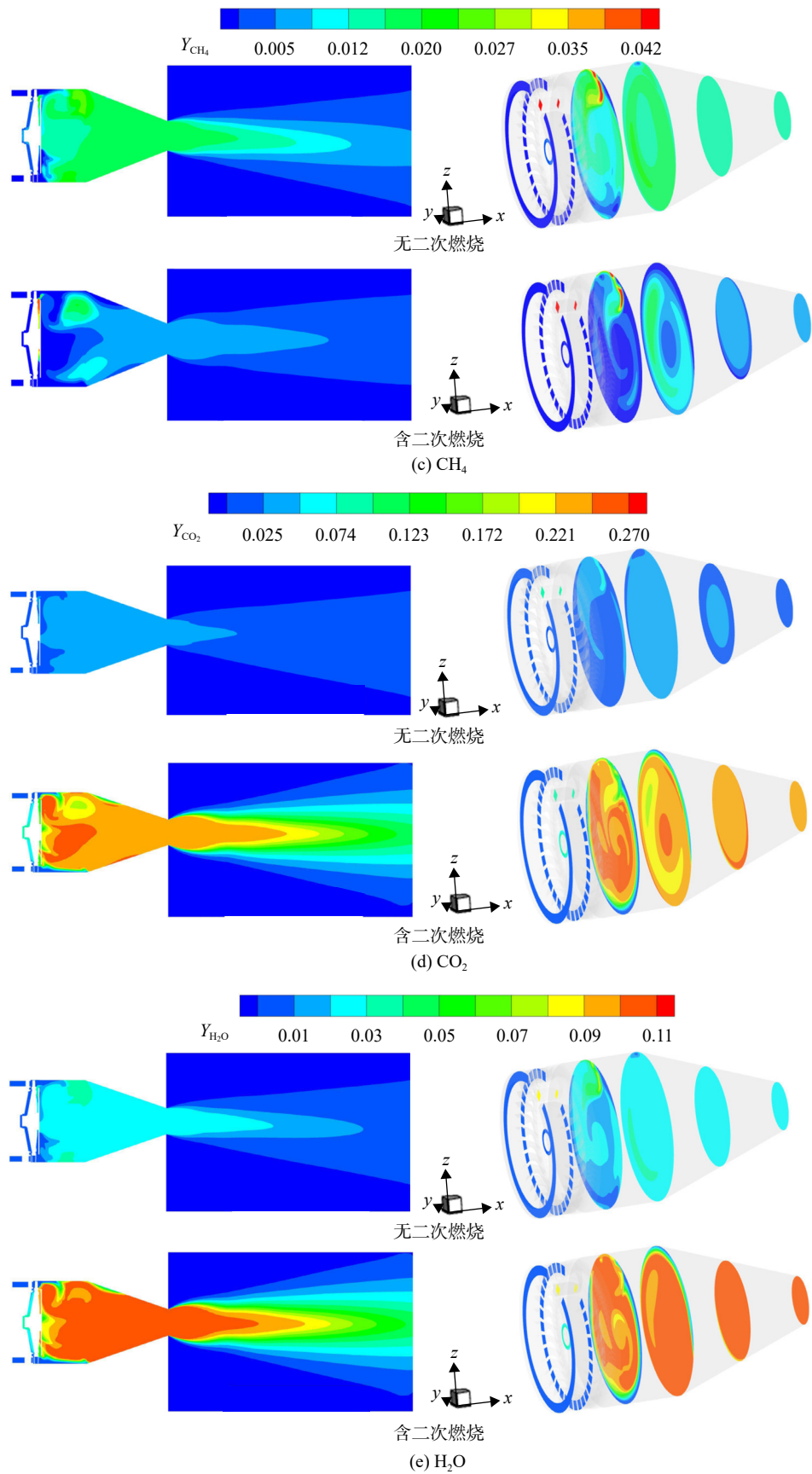


图 12 各组分质量分数云图对比
Fig. 12 Comparison of mass fraction contours of each component

O_2 发生了化学反应, O_2 被消耗, CO 生成了 CO_2 , CH_4 生成了 CO_2 和 H_2O , 并且燃烧反应剧烈的区域放热越多, 温度相应越高, CO_2 和 H_2O 的生成量也越多。所以各物质的质量分数云图会出现如图 12(b) 所示的趋势, 在尾喷管前段 O_2 充足的地方 CO 与 CH_4 的量较少, CO_2 和 H_2O 的量较多。随着反应的发生, 在尾喷管的中后段, CO 与 CH_4 的质量分数逐渐开始增加, 而 CO_2 的质量分数稍有减少。这是因为在尾喷管中后段氧气几乎被耗尽, 化学反应停滞, 会有极少剩余的 CO 与 CH_4 排除管外, 证明二次燃烧反应主要发生在尾喷管前段。

图 12(c) 和图 12(d) 为带尾喷管的涡轮机不同截面上无/含二次燃烧反应时 O_2 、 CO 、 CH_4 、 CO_2 、 H_2O 质量分数云图。由图可知, 尾喷管前段 CO 与 CH_4 在水下喷管对应位置分布较多, 而 O_2 则在空中喷管对应位置分布较多, 这是由于流场中 CO 与 CH_4 来自于水下燃烧室, O_2 来源于空中燃烧室, 其进入各自的喷管膨胀加速后在叶栅流道内混合共同推动涡轮叶栅旋转, 最后进入尾喷管。无二次燃烧时, 由于各组分不发生化学反应, 所以质量分数不会减少, 随着燃气的流动扩散至尾喷管内各处, 直至排出尾喷管。而含二次燃烧反应时, CO 、 CH_4 、 O_2 几乎反应完全, CO_2 和 H_2O 被生成后随着气体流动方向排出管外。

5 结 论

本文利用数值方法对空水两用涡轮机起飞工况时鱼推 3 燃气与航空煤油燃气在尾喷管内的二次燃烧进行了仿真研究, 通过对无/含二次燃烧流场的温度、压强、速度及燃烧产物浓度的对比和分析, 得出了以下结论:

1) 含二次燃烧的流场中 CO 、 CH_4 与 O_2 发生了放热化学反应且主要集中于尾喷管的前段, 导致含二次燃烧流场的温度高出无二次燃烧流场 1 300 K 左右, 且仿真计算所得二次燃烧后的温度与理论计算吻合较好。

2) 含二次燃烧尾喷管的出口速度大于无二次燃烧尾喷管出口的速度, 导致含二次燃烧反应的空水两用涡轮机起飞工况时所获得的推力大于无二次燃烧时, 加力效果更明显, 增加了 30.24%。

3) 由于含二次燃烧反应时尾喷管出口压力 0.31 MPa 要大于无二次燃烧反应时的总压 0.2 MPa, 而两种工况入口总压一致, 故无二次燃烧时, 更

多的理想可用焓降转换为工质的动能, 再转换为涡轮机的机械能, 涡轮机的功率与效率均高于含二次燃烧时。

后续工作将利用二次燃烧反应后的高温继续增加鱼推 3 推进剂进行加力燃烧, 得出该情况下涡轮机性能, 还需考虑不同尾喷管线型对推力及涡轮机性能的影响, 探寻最优尾喷管尺寸及线型。进一步丰富空水两用涡轮机方面的研究。

参考文献:

- [1] 孙祥仁, 曹建, 姜言清, 等. 潜空跨介质无人航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. (in Chinese)
- [2] 王驰宇, 丁文俊, 沈钧戈, 等. 一种可重复出入水跨介质飞行器动力系统: CN112644235A[P]. 2021-04-13.
- [3] 闫萍, 钱志博, 王敏庆, 等. 水下航行器不同燃料燃烧性能的仿真研究[J]. 火力与指挥控制, 2009, 34(3): 27-29, 38.
YAN Ping, QIAN Zhibo, WANG Mingqing, et al. Simulation research on combustion property with different fuel in the underwater vehicle combustor[J]. Fire Control and Command Control, 2009, 34(3): 27-29, 38. (in Chinese)
- [4] 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. (in Chinese)
- [5] BRYCE J D, LITCHFIELD M R, LEVERSUCH N P. The design, performance and analysis of a high work capacity transonic turbine[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1985, 107(4): 931-937.
- [6] WANG Hanwei, LUO Kai, HUANG Chuang, et al. Numerical investigation of partial admission losses in radial inflow turbines[J]. Energy, 2022, 239: 121870.
- [7] QIN Kan, WANG Hanwei, WANG Xurong, et al. Thermodynamic and experimental investigation of a metal fuelled steam Rankine cycle for Unmanned Underwater Vehicles[J]. Energy Conversion and Management, 2020, 223: 113281.
- [8] 伊进宝, 钱建平, 董春鹏, 等. 水下航行体涡轮机通流部分流场及性能数值研究[J]. 鱼雷技术, 2009, 17(4): 61-66.
YI Jinbao, QIAN Jianping, DONG Chunpeng, et al. Numerical investigation on turbine flow field and performance of underwater vehicle[J]. Torpedo Technology, 2009, 17(4): 61-66. (in Chinese)
- [9] 郭兆元, 曹浩, 赵卫兵. 纯冲动式鱼雷涡轮机动叶叶栅超声速流动数值仿真[J]. 鱼雷技术, 2013, 21(1): 43-47.
GUO Zhaoyuan, CAO Hao, ZHAO Weibing. Numerical simulation of supersonic flow field in rotor blade cascade for impulse torpedo turbine[J]. Torpedo Technology, 2013, 21(1): 43-47. (in Chinese)
- [10] MEE D J, BAINES N C, OLDFIELD M L G, et al. An examination of the contributions to loss on a transonic turbine blade in cascade[J]. Journal of Turbomachinery, 1992, 114(1): 155-162.
- [11] CHO J J, JEONG S I, KIM K S, et al. An experimental study on

- the flow characteristics of a supersonic turbine cascade as pressure ratio[J]. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 2004, 5(2): 9-17.
- [12] 张小颖. 涡轮叶片冷却集气腔分流特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.
- ZHANG Xiaoying. An investigation on massflow distribution in a turbine blade coolant-collecting plenum[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020. (in Chinese)
- [13] 谭春青, 陈海生, 康顺, 等. 叶片正弯曲对涡轮静叶栅流场影响的试验研究[J]. *机械工程学报*, 2001, 37(7): 47-50, 55.
- TAN Chunqing, CHEN Haisheng, KANG Shun, et al. Experimental investigation on the effects of positive bowed blades on the flow fields in turbine stator cascade[J]. *Chinese Journal of Mechanical Engineering*, 2001, 37(7): 47-50, 55. (in Chinese)
- [14] CHEN L, TAO C. Study on the side-inlet dump combustor of solid ducted rocket with reacting flow[R]. AIAA 1984-1378, 1984.
- [15] MAYER A, STOWE R. Experimental study into mixing in a solid fuel ducted rocket combustion chamber[R]. AIAA 2000-3346, 2000.
- [16] XIA Hong, YIN Dong, CHANG Yunbing, et al. Posterior screw placement on the lateral mass of atlas: an anatomic study[J]. *Spine*, 2004, 29(5): 500-503.
- [17] 许超. 补燃室结构对冲压发动机二次燃烧影响研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2007.
- XU Chao. Study on the influence of afterburner structure on secondary combustion of ramjet[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007. (in Chinese)
- [18] 金秉乐, 朱国强, 李进贤. 补燃室头部距离对固冲发动机二次燃烧的影响[J]. *兵器装备工程学报*, 2016, 37(5): 57-60.
- JIN Bingle, ZHU Guoqiang, LI Jinxian. Influence of chamber dome length on secondary combustion for solid ducted rocket motor[J]. *Journal of Ordnance Equipment Engineering*, 2016, 37(5): 57-60. (in Chinese)
- [19] 胡晓磊, 乐贵高, 马大为, 等. 环形腔对燃气弹射初容室二次燃烧影响数值研究[J]. *兵工学报*, 2015, 36(6): 1024-1032.
- HU Xiaolei, LE Guigao, MA Dawei, et al. The influence of annular cavity on secondary combustion of gas-ejection initial cavity[J]. *Acta Armamentarii*, 2015, 36(6): 1024-1032. (in Chinese)
- [20] 金楠楠, 严聪, 李敏剑. 空燃比对固冲发动机二次燃烧的影响研究[J]. *弹箭与制导学报*, 2010, 30(05): 133-136.
- JIN Nannan, YAN Cong, LI Minjian. The research on influence of air-to-fuel mass fraction ratios on secondary combustion in solid-rocket ramjet motor[J]. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2010, 30(05): 133-136. (in Chinese)
- [21] 董孟强. 跨介质发动机水空模态超大膨胀比涡轮气动设计与流动机理研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2020.
- DONG Mengqiang. Study on aerodynamic design and flow mechanism of super-large expansion ratio turbine with water and air modes for a cross-media engine[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2020. (in Chinese)
- [22] KIELY D H, MOORE J T. Hydrocarbon fueled UAV power systems[C]//Proceedings of the 2002 Workshop on Autonomous Underwater Vehicles. Piscataway, US: IEEE, 2003: 121-128.
- [23] 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. (in Chinese)
- [24] 冯青, 李世武, 张丽. 工程热力学[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2006.
- [25] 胡晓磊, 乐贵高, 马大为, 等. 同心筒发射燃气流二次燃烧数值研究及导流板结构改进[J]. *兵工学报*, 2014, 35(1): 62-69.
- HU Xiaolei, LE Guigao, MA Dawei, et al. Numerical simulation of secondary combustion gas field in concentric canister launcher and improvement measures of guider[J]. *Acta Armamentarii*, 2014, 35(1): 62-69. (in Chinese)

(编辑: 陈 越)