

燃料串/并联的航空SOFC-GT混合系统性能 对比分析*

刘 禾¹, 王静怡², 秦 江¹, 修心岩¹, 姬志行¹, 董 芃¹

(1. 哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150001;
2. 哈尔滨工业大学(深圳) 理学院, 广东 深圳 518055)

摘要: 固体氧化物燃料电池-涡轮(SOFC-GT)混合系统作为电推进飞机的动力源时, 会面临低温低压的大气环境以及对重量有严苛的要求, 因此通过优化系统构型使得该混合系统满足航空应用是一种有效的解决方式。为此本文提出了燃料并联和串联的两种SOFC-GT混合系统构型, 并从热力循环理论、系统热力学性能以及系统功重比等方面依次对其进行了对比分析。结果表明, 并联系统的热力学性能要优于串联系统, 对于系统发电效率、比功和功重比分别提高3.32%, 113.14%和34.04%, CO₂排放率降低3.22%。随压比的提升串联系统的效率存在最优点, 随燃烧室温度的提升并联系统的效率持续下降。在空燃比为4~6的变化范围内, 串联系统的输出功率变化幅度更大, 相对并联系统为116.29%~87.11%。除此之外, 虽然SOFC-GT混合系统的功重比相对较低, 但基于其优异的效率, 在系统能量密度方面整体要优于锂电池, 这有利于提升电推进飞机的性能。

关键词: 固体氧化物燃料电池; 燃气涡轮; 发电系统; 热力学性能; 电推进飞机

中图分类号: V231.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2024) 03-2211063-11

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2211063

1 引言

当前航空领域的二氧化碳排放量占全球二氧化碳排放总量的2%以上^[1], 且以每年3.6%的速率增长^[2], 这意味着至2050年, 二氧化碳的排放量可能增长2.4~3.6倍, 成为影响全球气候和环境的重要因素。因此, 低碳航空成为航空领域可持续发展的重要方向。降低耗油率、提升航空发动机效率是实现航空低碳的重要途径之一。若通过优化结构及改善空气动力学等途径对航空涡轮发动机进行多方面提升, 预估可使传统发动机的效率以每年2%的速率增长, 但相比于每年4.5%的航运增长量^[3], 在碳排放方面仍表现出较大的短板。另一方面, 考虑飞机的可靠性及可维护性, 飞机上的二次能源(液压、气动、机械、电能)正逐步统一为电能^[4], 多电/全电飞机技术应运而生。在此情况下, 电能的需求量急剧增加。

目前可使用的锂离子电池具有较优的性能, 能量密度可达到200 Wh/kg, 但其仅为航空燃料的1.7%^[5], 在长航程任务下具有能量不足的弊端。基于上述原因, 可以直接将燃料的化学能转化为电能的高效率的燃料电池被考虑用于航空领域。

固体氧化物燃料电池(SOFC)作为一种高温燃料电池, 对燃料具有较广的适应性, 且全固态的结构可保证在高空工作的安全性。然而高空的低压环境不利于SOFC的正常工作, 将其与燃气轮机结合, 通过压气机对来流空气加压可有效地发挥SOFC的性能潜力, 因此燃料电池涡轮(SOFC-GT)混合动力系统具有较大的优势。SOFC-GT混合系统自21世纪初期作为地面分布式发电系统被广泛研究^[6-7], 因其不受限于系统的体积质量, 可通过较为复杂的流路以实现系统性能的进一步提升, 并且系统的燃料大多为气态的天然气或生物质。而航空SOFC-GT混合系统

* 收稿日期: 2022-11-23; 修订日期: 2023-07-19。

基金项目: 国家自然科学基金(52306236); 广东省教育厅青年创新人才项目(2021KQNCX271)。

作者简介: 刘 禾, 博士生, 研究领域为燃料电池混合动力系统。

通讯作者: 秦 江, 博士, 教授, 博士生导师, 研究领域为飞行器热管理、燃料电池混合动力等。E-mail: qinjiang@hit.edu.cn

引用格式: 刘 禾, 王静怡, 秦 江, 等. 燃料串/并联的航空SOFC-GT混合系统性能对比分析[J]. 推进技术, 2024, 45(3): 2211063. (LIU H, WANG J Y, QIN J, et al. Comparative analysis of performance of aviation SOFC-GT hybrid system with fuel series/parallel connection[J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(3): 2211063.)

相比地面的工作环境为较低的温度和压力,且为了便于燃料的运输和存储,混合系统更适合使用传统的液态燃料航空煤油等,这些均对系统的结构产生一定影响。

NASA 格林研究中心的 Steffen 等^[8]提出将 SOFC-GT 混合系统作为商用客机的机载辅助动力装置 (APU),系统的燃料为 Jet-A,并将 SOFC 阳极未完全反应的燃料和部分阴极空气通入燃烧室进一步反应。结果表明,设计工况下系统效率为 62.6%,但质量达到了 1 396 kg,为同功率涡轮 APU 的 4 倍。Rajashakara 等^[9]指出该系统在 100 kW~10 MW 内具有优势。日本宇宙航空研究开发机构 (JAXA) 的 Okai 等^[10]将 SOFC-GT 混合系统作为可承载 150 人的翼身融合构型客机的核心机进行研究,系统方案中使用了单独的液氢燃料或者液氢航煤的双燃料体系,即在燃烧室中添加二次燃料;在结构方面因考虑到来流空气需要加热以及易受到波动等影响,提出了在压气机下游增加子压气机系统的构型^[11],并表明高功率的 SOFC 会导致系统重量惩罚加大。伦敦帝国理工学院的 Aguiar 等^[12]研究了将 SOFC-GT 混合系统作为高空长航时无人机的动力源,提出了燃料并联空气串联的多电堆混合系统方案,三电堆的系统效率达到了 66.3%,并且表明系统的高效率可以弥补 SOFC 低功重比带来的质量惩罚。NASA 兰利研究中心将以柴油为燃料的 SOFC-GT 混合系统作为全电飞机 X-57 的动力源^[13],当通过热循环风机来回收燃料电池的尾气时,系统效率达到 62%,功重比为 302 W/kg。除此之外,SOFC 与喷气式发动机相结合的推进系统^[14-15]也被逐渐关注。由上可见,SOFC-GT 混合系统作为飞行器的能源动力系统有较广的应用功率范围,在其具有较高效率的同时也伴随着较大的系统质量。而目前 SOFC 的研制水平不断提升,JAXA 研发的针对航空领域的钛基合金连接体的 SOFC 功率密度达到 1.2 kW/kg^[16],NASA 研发的双电极支撑的 SOFC 功率密度甚至可以达到 2.5 kW/kg^[17],这些均为 SOFC-GT 混合系统的航空应用奠定了基础。

将 SOFC-GT 混合系统作为未来电推进飞机的动力源,不仅可以实现飞机二次能源的统一,还可以取消常规的燃气涡轮辅助动力装置,改善了燃气涡轮辅助动力装置因仅在地面和紧急情况下的短暂工作而在长时间的飞行过程中带来的死重问题。但 SOFC-GT 混合系统应用于航空领域则会面临低温低压的大气环境、气态燃料携带存储困难以及燃料电池相对较低的功重比等问题,这导致系统的性能和

质量之间的权衡十分关键。因此混合系统的构型优化以及能量利用与回收成为重要问题之一。SOFC 下游的燃烧室是系统温度最高的部件,其能量的利用具有多种可选择的路径,这也为混合系统的方案优化提供了一个新的视角。在已发表的文献中,燃烧室一般作为充分反应 SOFC 尾气的部件,但也存在向其添加二次燃料以提升整体温度的研究。这两种思路会使得混合系统的能量管理架构产生较大的区别,但目前还未有该方面的比较研究。为了明确这两种结构对 SOFC-GT 系统性能的影响,本文从热力循环理论、系统热力学性能以及系统功重比等方面依次对其进行了对比分析。

2 方法

2.1 航空 SOFC-GT 混合系统方案构型

航空 SOFC-GT 混合系统主要由固体氧化物燃料电池和燃气涡轮等部件组成,其中燃气涡轮部件主要和 SOFC 阴极的空气流路相耦合。来流空气进入进气道 (IN) 后,压气机 (C) 对其加压,之后空气经预热器 (AP) 加热至 SOFC 合适的入口温度。少量的空气进入重整器 (REF) 中作为重整反应物之一,大部分空气进入 SOFC 阴极。重整器和 SOFC 阳极流路相连,其采用自热重整方式,即燃料与空气和水蒸气共同反应,在自供热的状态下将大分子的燃料转化为以 H₂ 为主的小分子气体。其中水蒸气通过燃料电池部分阳极尾气再循环获得。SOFC 的尾气中含有未完全反应的气体,将其通入燃烧室 (CB) 进一步燃烧。因该部分尾气的升温能力有限,因此考虑向燃烧室中通入燃料。基于是否向燃烧室中加入二次燃料,本文所研究的 SOFC-GT 混合系统被分为串联系统和并联系统。在串联系统中,燃烧室出口燃气先用于加热阴极空气,之后再进入涡轮做功,如图 1(a);而在并联系统中,因向燃烧室加入额外的燃料,燃烧室出口温度较高,因此高温燃气先进入燃气涡轮 (T) 和动力涡轮 (PT) 依次做功,涡轮出口尾气再对阴极空气进行加热,如图 1(b)。系统输出的电功率为 SOFC 和发电机两部分的总和。

2.2 SOFC-GT 混合系统建模

本文所研究的串联和并联 SOFC-GT 混合系统均由多个相同的部件组成,因此采用部件模块化建模的方法对每个部件进行单独的模型建立,之后再通过连接各个部件的热力学参数以实现两个系统的建模和仿真。

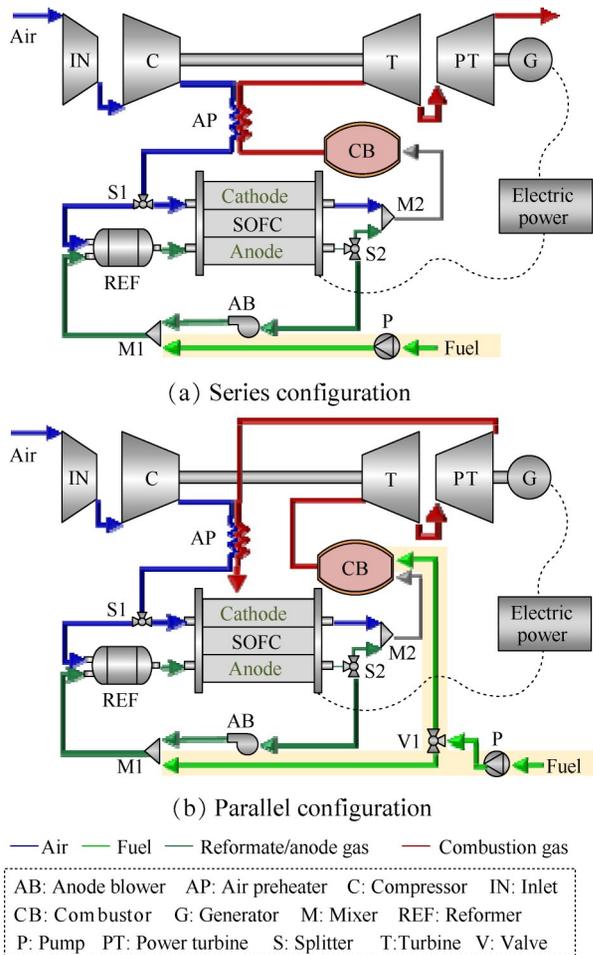


Fig. 1 Configuration diagram of aviation SOFC-GT hybrid system

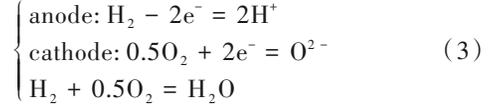
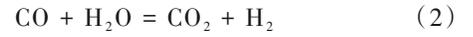
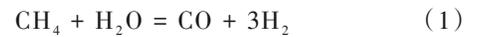
2.2.1 SOFC 模型

SOFC 是化学反应、电化学反应、流动传热等复杂的多物理场的耦合,若实现其精确的内部仿真,将耗费大量时间。作为系统层面的应用,集总参数模型可满足其对性能的要求。在建模之前需要做出如下假设:

- (1) 气体为理想气体,且无泄漏情况。
- (2) 阳极的气体仅 H_2 发生电化学反应, CO 通过水汽变换反应转化为 H_2 。
- (3) 空气由 79% N_2 和 21% 的 O_2 组成。
- (4) 电堆中每个单电池的 electrochemical 性能均相同,且与外界无换热情况。

SOFC 的阳极气体为重整气,其中 CH_4 在阳极通道中发生蒸汽重整反应, CO 发生水汽变化反应,如式(1)~(2)。仅 H_2 在阳极发生电化学反应,与阴极为 O_2 生成水,如式(3)。SOFC 的输出电压由开路电压和极化损失决定,其中极化损失包括欧姆极化(η_{ohm})、浓差极化(η_{conc})和活化极化(η_{act}),详细的计算模型参考

文献[18]。SOFC 输出功率取决于电池数量和 electrochemical 性能,出口温度通过能量守恒方程求得,如式(5)~(6)。



$$\begin{cases} U_{OCV} = \frac{-\Delta G^0}{2F} + \frac{RT}{2F} \ln \left(\frac{p_{H_2} \sqrt{p_{O_2}}}{p_{H_2O}} \right) \\ U = U_{OCV} - \eta_{act} - \eta_{conc} - \eta_{ohm} \end{cases} \quad (4)$$

$$P_{SOFC} = N \cdot U \cdot j \cdot S_{SOFC} \quad (5)$$

$$H_{ca,in} + H_{an,in} - H_{out} - P_{SOFC} = 0 \quad (6)$$

式中 F 为法拉第常数, R 为气体常数, p_i 为某一物质的分压, U 为电压, G 为吉布斯自由能, N 为电池数量, j 为电流密度, S_{SOFC} 为电池面积, P 为电功率, H 为混合物的焓。部件参数见表 1。

SOFC 电化模型较为复杂,其模型的准确度非常重要,需要对其进行验证。本文采用 Rokni^[19] 的实验结果作为验证基准,其中反应温度为 1 023 K,入口燃料为 3% H_2O 和 97% H_2 。通过本文建立的仿真模型对该条件的 SOFC 进行不同电流密度下的电压求解,得到了燃料电池的极化曲线,对比结果如图 2 所示。由结果可知,最大误差低于 5%,因此认为达到建模的精度要求。

Table 1 Specific parameters of the hybrid system

Parameter	Value
Fuel cell area/ m^2	0.04
Anode thickness/ μm	500
Cathode thickness/ μm	50
Electrolyte thickness/ μm	20
Cathode inlet temperature/K	998
Fuel utilization	0.75
Average current density/(A/m^2)	5 000
Oxygen to carbon ratio	0.3
Steam to carbon ratio	2.0
Reformer pressure drop	0.02
Compressor pressure ratio	10
Combustion efficiency	0.98
Combustion pressure drop	0.03
Generator efficiency	0.98
Inverter efficiency	0.97

2.2.2 液态燃料重整器模型

本系统的燃料为航空煤油,并使用正癸烷($C_{10}H_{22}$)作为其替代物^[20]。重整器是大分子碳氢燃料作为

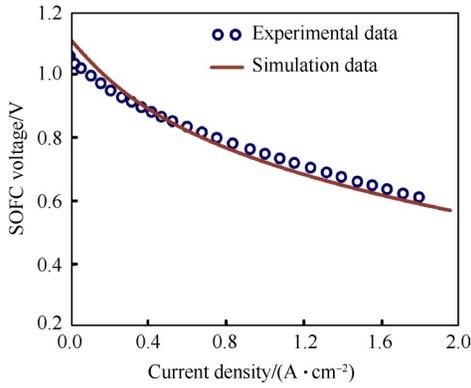
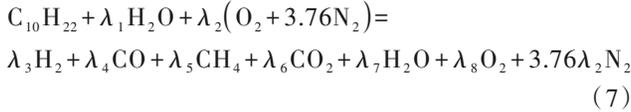


Fig. 2 SOFC model validation

SOFC-GT混合系统燃料的重要部件,通过重整反应将大分子燃料转化为以 H_2 为主的小分子气体,以避免SOFC内发生积碳现象。本系统中重整反应采用自热重整方式,即氧气和水蒸气共同作为氧化剂,其中水蒸气来自于SOFC阳极尾气。水蒸气和氧气的浓度取决于水碳比($\chi_{s/c}$)和氧碳比($\chi_{o/c}$),重整反应如式(7)所示, $\chi_{s/c}$ 和 $\chi_{o/c}$ 表达式如式(8)所示。其中, n 为物质的摩尔流量, λ 为反应方程式中的系数。



$$\begin{cases} \chi_{s/c} = \frac{n_{H_2O}}{10 \cdot n_{C_{10}H_{22}}} = \frac{\lambda_1}{10} \\ \chi_{o/c} = \frac{n_{O_2}}{10 \cdot n_{C_{10}H_{22}}} = \frac{\lambda_2}{10} \end{cases} \quad (8)$$

重整过程的反应路径复杂,且随反应条件变化明显。为了得到较为准确的平衡结果,采用吉布斯自由能最小化方法建模。该方法不需要考虑特定的反应路径,仅确定反应产物的组分即可得到化学平衡结果。反应体系的总吉布斯自由能如式(9)所示,并需要满足原子守恒和物质浓度非负的条件^[21]。

$$\begin{cases} G^l = \sum_{i=1}^N n_i \bar{G}_i = \sum_{i=1}^N n_i \mu_i = \sum_{i=1}^N n_i G_i^0 + RT \sum_{i=1}^N n_i \ln \frac{f_i}{f_i^0} \\ \sum_{i=1}^N n_i a_{ji} = b_j \quad (j = 1, \dots, K) \\ n_i \geq 0 \quad (i = 1, \dots, N) \end{cases} \quad (9)$$

式中 n 为物质的摩尔流量, f 为逸度, G^l 为反应体系的总吉布斯自由能, a 为某物质中某元素的原子数, b 为原子总数。

2.2.3 航空燃气轮机模型

来流空气的滞止参数如式(10),进气道采用总压恢复系数来描述其性能,如式(11)。压气机用于空气的增压,涡轮利用燃气产生膨胀功。本系统中

的燃气涡轮用于带动压气机,动力涡轮与发电机连接以输出电功。重要的热力学参数为出口温度、压力以及功率,见式(12)~(13)^[22],其中燃气涡轮的输出功率与压气机耗功相同。

$$\begin{cases} T_0^* = T_{amb} \left\{ 1 + \left[\frac{(k-1)}{2} \right] Ma^2 \right\} \\ p_0^* = p_{amb} \left\{ 1 + \left[\frac{(k-1)}{2} \right] Ma^2 \right\}^{k/(k-1)} \end{cases} \quad (10)$$

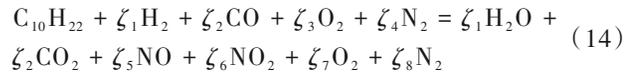
$$P_{inlet,out} = p_0^* \cdot \sigma_{inlet} \quad (11)$$

$$\begin{cases} T_{comp,out} = T_{comp,in} \left[1 + \left(\pi_{comp}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) / \eta_{comp} \right] \\ P_{comp,out} = P_{comp,in} \cdot \pi_{comp} \\ P_{comp} = \dot{m}_{comp,in} (h_{comp,out} - h_{comp,in}) \end{cases} \quad (12)$$

$$\begin{cases} T_{turb,out} = T_{turb,in} \left[1 - \left(1 - \pi_{turb}^{\frac{k-1}{k}} \right) \eta_{turb} \right] \\ P_{turb,out} = P_{turb,in} / \pi_{turb} \\ P_{turb} = \dot{m}_{turb,in} (h_{turb,in} - h_{turb,out}) \end{cases} \quad (13)$$

式中 T_0^* 为总温, p_0^* 为总压, Ma 为飞行马赫数, σ_{inlet} 为总压恢复系数, π 为压比, h 为比焓, \dot{m} 为质量流量, P 为功率, η 为部件的等熵效率,其中下标amb,inlet,comp,turb分别代表大气环境、进气道、压气机和涡轮。

燃料电池未完全反应的燃料以及新加入的燃料在燃烧室进一步反应,假设燃烧反应完全,产物为 CO_2 , H_2O 以及 NO_x ,反应方程如式(14)。燃烧室温度的计算遵循能量守恒定律,如式(15)。



$$\begin{aligned} \eta_{comb} (\dot{m}_{SOFC,an} \cdot \psi_{SOFC,an} + \dot{m}_{fuel,sed} \cdot \psi_{fuel}) + \\ H_{comb,in} - H_{comb,out} = 0 \end{aligned} \quad (15)$$

式中 ψ 代表燃料的低热值,下标SOFC,an为阳极尾气中未完全反应的燃料,下标fuel,sed为加入的二次燃料。

2.2.4 换热器模型

因SOFC的阴极入口空气温度一般需要达到 $600^\circ C$ 以上,因此空气换热器是本系统中不可缺少的部件。通过平均温差法建立空气预热器的稳态模型,热平衡方程和传热方程如式(16)~(17),其中平均温差采用对数平均温差法。换热器效能的定义如式(18)所示。

$$Q = C_1 (T_1' - T_1'') = C_2 (T_2'' - T_2') \quad (16)$$

$$\begin{cases} Q = k \cdot S_{he} \cdot \Delta T_m \\ \Delta T_m = \frac{(\Delta T_{max} - \Delta T_{min})}{\ln \left(\frac{\Delta T_{max}}{\Delta T_{min}} \right)} \end{cases} \quad (17)$$

$$\varepsilon = \frac{(T' - T'')_{\max}}{T'_1 - T'_2} \quad (18)$$

式中 Q 为换热功率, C 为流体的热容量, k 为传热系数, S_{he} 为传热面积, ΔT_m 为换热器的对数平均温差, 下标 1, 2 分别代表热流体和冷流体, 上标 ' 和 '' 分别代表流体的入口和出口。

2.2.5 部件质量模型

作为飞行器的动力源, 质量是除了热力学性能的另一重要指标。目前虽未有较为精确且成体系的 SOFC-GT 混合系统的质量建模方法, 但其初步的评估是必要的。系统中的涡轮组件认为与同空气流量的涡轴发动机的质量关联式一致, 空气换热器采取 Collins 等^[23]的计算方法。燃料电池的质量通过面积计算, 该值为 4.73 kg/m^2 ^[24]。系统中发电机及能量管理单元(EMU)等均通过功率密度计算。而系统其他部件如管路、油泵等认为占据系统总质量的 10%^[25]。具体公式见式(19)~(23)。

$$M_{\text{GT}} = 0.625 \cdot (P_{\text{shaft}} + 200)^{0.8} \quad (19)$$

$$M_{\text{he}} = S_{\text{he}} \cdot (0.0018) \cdot 2700 \quad (20)$$

$$M_{\text{SOFC}} = S_{\text{SOFC}} \cdot \omega_{\text{SOFC}} \quad (21)$$

$$M_{\text{gen}} = P_{\text{GT}} / w_{\text{gen}} \quad (22)$$

$$M_{\text{EMU}} = P_{\text{ele}} / w_{\text{EMU}} \quad (23)$$

式中 M 为部件的质量, ω 为燃料电池的单位面积质量, w 为部件的功率密度。下标 GT, he, gen 分别代表燃气涡轮、换热器、发电机。

2.2.6 系统总体建模及性能指标

在完成各部件建模后, 通过热力参数的连接及多次迭代完成 SOFC-GT 混合系统的建模。其中该系统对应的飞行器参考小型支线飞机, 认为其飞行条件为巡航高度 7 km, 速度为 500 km/h。设计工况下该系统的物质入口参数通过两个条件确定: 系统输出电功率为 1 500 kW, SOFC 的阴极进出口温差为 150 K。

SOFC-GT 混合系统的性能参数包括系统输出电功(P_{ele}), 系统发电效率(η_{ele}), 系统比功(Y_{ele}), 系统功重比(R_{sys}), 能量密度(E_{sys}), CO_2 排放率(EM_{CO_2}), NO_x 排放指数(EI_{NO_x}), 其定义如式(24)~(30)。

$$\begin{cases} P_{\text{ele}} = P_{\text{SOFC,AC}} + P_{\text{GT,ele}} - P_{\text{consume}} \\ P_{\text{SOFC,AC}} = P_{\text{SOFC}} \cdot \eta_{\text{inv}} \\ P_{\text{GT,ele}} = P_{\text{GT}} \cdot \eta_{\text{gen}} \\ P_{\text{consume}} = P_{\text{pump}} + P_{\text{blower}} \end{cases} \quad (24)$$

$$\eta_{\text{ele}} = \frac{P_{\text{ele}}}{\dot{m}_{\text{fuel}} \cdot \psi_{\text{fuel}}} \times 100\% \quad (25)$$

$$Y_{\text{ele}} = \frac{P_{\text{ele}}}{\dot{m}_{\text{air}}} \quad (26)$$

$$R_{\text{sys}} = \frac{P_{\text{ele}}}{M_{\text{sys}}} \quad (27)$$

$$E_{\text{sys}} = \frac{M_{\text{fuel}} \cdot \psi_{\text{fuel}} \cdot \eta_{\text{ele}}}{M_{\text{sys}}} \quad (28)$$

$$EM_{\text{CO}_2} = \frac{3600 \cdot \dot{m}_{\text{CO}_2}}{P_{\text{ele}}} \quad (29)$$

$$EI_{\text{NO}_x} = \frac{1000 \cdot \dot{m}_{\text{NO}_x}}{\dot{m}_{\text{fuel}}} \quad (30)$$

3 结果与讨论

3.1 设计工况下两种 SOFC-GT 混合系统热力学性能分析

3.1.1 热力循环过程分析

从热力循环的角度对两种 SOFC-GT 混合系统展开研究。如图 3 所示, 1-2 为压缩过程, 2-3 为定压加热过程, 3-4 代表 SOFC 的工作过程。其中 SOFC 大部分能量以电能形式释放, 损失的能量则以热能的形式为内部工质加热, 因此 SOFC 在循环图上通过虚线表示其内部工质的定压升温过程。并联和串联构型在 1-4 过程一致, 自 SOFC 出口尾气的流路产生了不同。红色线表示串联构型, 4-5' 为燃烧室内的定压加热, 5'-6' 为燃气作为热源对压气机出口的空气加热, 6'-7' 为涡轮膨胀过程, 7'-1 为定压放热过程。并联构型用蓝色线表示, 其中 4-5'' 为加入二次燃料的燃烧室内的定压加热过程, 因其比仅燃烧 SOFC 尾气的串联燃烧室具有更高的能量, 因此 $T_{5''}$ 要高于 $T_{5'}$ 。5''-6'' 为涡轮膨胀过程, 6''-7'' 为尾气的换热过程, 7''-1 为定压放热过程。图中灰色线为等熵过程。两种构型的做功差为图中的阴影区域之差($A_1 - A_2$), 通过热力学公式推导, 该值与两种构型的涡轮等熵出口温度、绝热效率以及压比相关, 如式(31)。因 $T_{6s''}$ 明显大于 $T_{7s'}$, 且公式最后一项大于零, 故并联构型的循环功大于串联构型。

$$\Delta W_{\text{P-S}} = A_1 - A_2 = c_p \eta_1 \cdot (T_{6s''} - T_{7s'}) \cdot \left(\pi^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \quad (31)$$

3.1.2 设计工况下系统性能比较

基于上述分析, 同参数条件下的两种构型的 SOFC-GT 混合发电系统被比较分析。其中并联系统的涡轮前温度设定为 1 650 K, 这与第四代涡轴发动机的参数水平较为一致^[26]。图 4(a) 为串联和并联两种 SOFC-GT 混合系统性能的比较结果。两个系统的发电效率分别为 63.97% 和 66.10%, 比功为 381.41 kW/kg 和 812.92 kW/kg, CO_2 排放率为 390.20 g/(kWh) 和

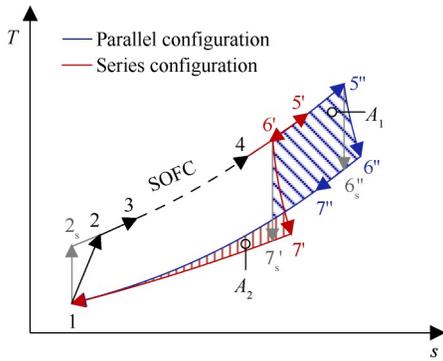


Fig. 3 Thermodynamic process T - s diagram of SOFC-GT system

377.63 g/(kWh)。两个系统主要在涡轮做功部分产生了明显的差距。串联构型下燃烧室温度相对较低,且要先为进入 SOFC 阴极的空气加热,故涡轮前温度很低,涡轮做功能力有限。而并联构型下的燃烧室温度较高,且可利用涡轮尾气对空气预热,因此涡轮做功能力较高。串联构型下 SOFC 输出的功率为 1282 kW,而并联构型下为 601 kW,这使得串联构型对 SOFC 的尺寸需求大幅增加。由上述分析可知,因为并联构型对阴极空气加热的能量利用率更高,在整体系统性能上其优于串联构型。但明显可见的是,并联构型对空气预热器的要求更为严格,其效能能达到 0.9。并且因燃烧室的高温,NO_x 的排放指数达到 69.43 g/kg,相较串联构型接近其 5 倍。从质量评估结果来看,纵使并联系统对空气预热器的要求更高,但其整体质量低于串联系统,功重比也明显更高。

作为电推进飞行器的动力系统,电池是最为常规的一种能量装置,其能量密度则可以充分地反映出飞机的续航能力。因此图 4(b)对两种 SOFC-GT 混合系统和三种较为先进的电池参数^[27]进行了对比。

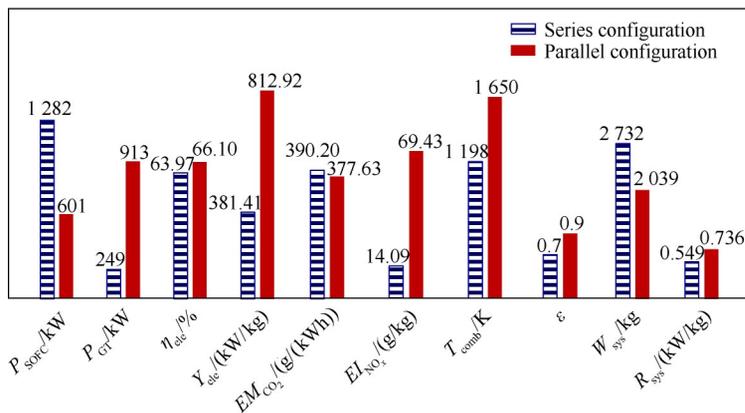
SOFC-GT 混合系统非储能装置,其能量密度依赖于所携带的燃料的质量。对于支线飞机而言其燃料的存储量一般为几吨的范围,考虑到因 SOFC-GT 混合系统本身导致的质量惩罚,因此认为燃料携带量为 500~2 000 kg。由图可见,并联的 SOFC-GT 混合系统具有更高的能量密度。但对于优势较弱的串联系统,也远大于锂离子(Li-ion)电池和锂硫(Li-S)电池的能量密度,并且当燃料携带量高于 690 kg 时,也优于锂空气(Li-air)电池。因此综合来看,尽管 SOFC-GT 混合系统的功重比较低,但其基于优异的效率优势,在系统能量密度上优于当前的电池技术。

3.2 关键循环参数对 SOFC-GT 混合系统构型的影响分析

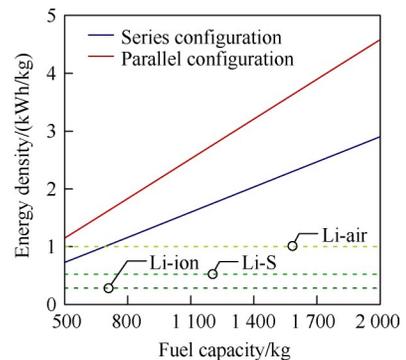
3.2.1 压比对串联 SOFC-GT 混合系统构型的影响研究

根据能量梯级利用原理,系统的尾气用于换热更有利于提高系统的效率,因此地面研究的大多微型燃气涡轮-固体氧化物燃料电池混合系统采用串联式的尾气换热策略。然而对于航空混合动力系统而言,其所处的高空环境决定了来流空气的低压和低温的特点,因此系统内部的热力学参数与地面有明显的差异。图 5(a)为采用涡轮尾气对阴极空气预热的混合系统的温差图。随压比的增大,涡轮出口温度远低于 SOFC 阴极空气入口需要达到的温度,因此难以作为预热空气的热源。只有当压比低于 2.8 时,尾气温度才满足热端入口与冷端出口温差不小于 20 K 的要求,但如此低的压比不利于系统做功,因此高压比系统的阴极入口空气预热的能量来源,则需要通过燃烧室出口燃气实现。

如图 5(b)所示,为利用燃烧室出口燃气预热阴极空气的串联 SOFC-GT 混合系统的系统性能随压比的变化规律。随着压比的增大,SOFC 效率及做功占比均明显提高,这与 SOFC 在高压下性能提升紧密相



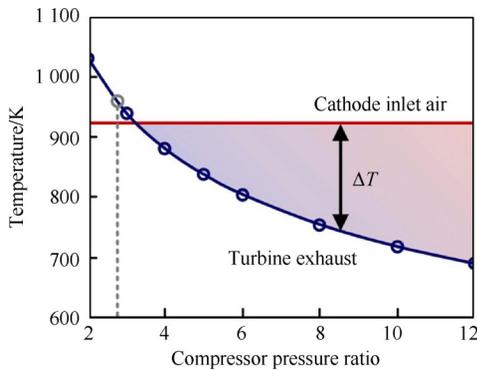
(a) Performance comparison of series / parallel SOFC-GT systems



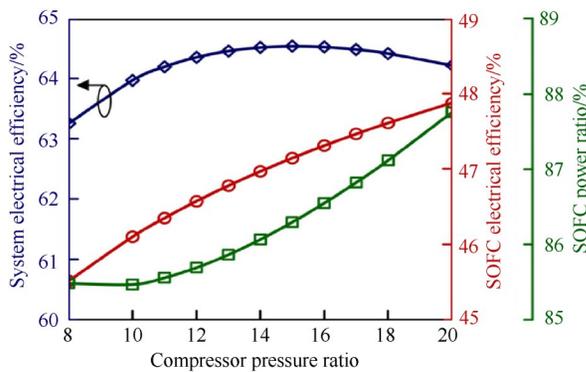
(b) Energy density between battery and SOFC-GT system

Fig. 4 Results of performance comparison of SOFC-GT system

关。但系统效率先提高后降低,在压比为 15 时存在最优值,这是由 SOFC 性能和热回收两个因素共同导致的。即高压比下 SOFC 效率和做功占比都增强;但高压比也提升了压气机出口温度,进而使得阴极空气预热的的需求量减少,因此系统的热量回收减少,最终使得系统效率出现下降趋势。



(a) Temperature of series system with exhaust preheating air



(b) Performance of series system with combustor gas preheating air

Fig. 5 Variation of performance of series SOFC-GT system with compressor pressure ratio

3.2.2 燃烧室温度对并联 SOFC-GT 混合系统构型的影响研究

由 3.1 节分析可知,二次燃料的加入可使燃烧室温度进一步提升,其对涡轮做功能力有明显影响,但也促进了 NO_x 的形成。基于此,本节进行了燃烧室温

度对并联 SOFC-GT 混合系统的性能研究,如图 6 所示。

所研究的最低燃烧室温度为 1 575 K,该温度是满足阴极空气预热的极限温度,此时空气预热器的效能接近 1,对应的换热器面积大,因此认为该参数为并联 SOFC-GT 混合系统的最低涡轮入口温度。随燃烧室温度的升高,系统的效率明显下降,尤其当温度为 1 720 K 时,系统的效率与串联构型的效率相同。但此时串联系统的燃烧室温度仅为 1 198 K,而并联系统中额外注入燃烧室的燃料量为进入 SOFC 的 1.21 倍。并联系统对空气预热器的性能要求随燃烧室温度的升高而降低,这在一定程度上降低了系统的质量。由图 6(c)可知,随燃烧室温度的升高, CO_2 排放率和 NO_x 排放指数均明显提升,这与清洁航空的发展相违背。因此,为了使并联 SOFC-GT 混合系统可以发挥更大的性能潜力,燃烧室温度应视具体需求折中选择。

3.3 空燃比对两种 SOFC-GT 混合系统的性能影响研究

设计工况下的 SOFC-GT 混合系统的入口空燃比为 5,此时系统输出的电功率为 1 500 kW。空燃比的改变是调节系统性能的一种可行途径。在研究该参数时,考虑的燃料电池调控策略为固定燃料电池的面积,通过改变进入重整器的燃料量以实现空燃比的调节。

3.3.1 混合系统中燃料电池性能随空燃比的变化规律

因本文所研究的串联和并联的 SOFC-GT 混合系统构型的区别在于 SOFC 下游的流路,因此 SOFC 的变化规律在两个构型中并无明显区别。其规律如图 7 所示。

系统空燃比的增大意味着 SOFC 的阴极过量空气系数增大,这对 SOFC 有一定的冷却作用,因此阴极出口温差明显降低。较小的进出口温差有利于燃料电池的安全,防止产生较大的热应力而发生疲劳

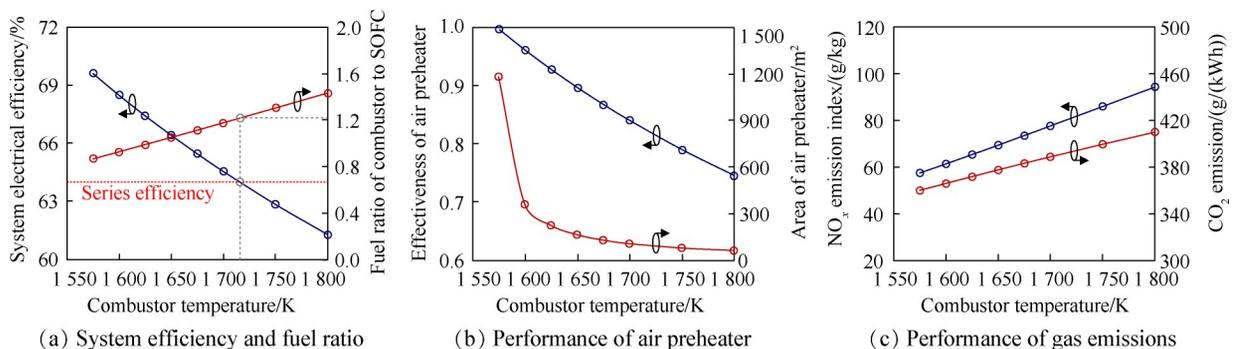


Fig. 6 Variation of performance of parallel SOFC-GT system with combustor temperature

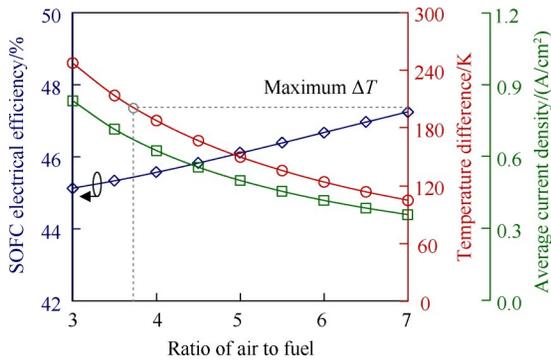


Fig. 7 Effect of the ratio of air to fuel on SOFC

断裂。当 SOFC 的进出口温差超过 200 K 时^[28], 被认为是 SOFC 的不安全工况。因此本文所研究的系统空燃比不应低于 3.7。增大空燃比会使得进入 SOFC 的燃料量减小, 因此电流密度会减小。燃料电池的极化损失随温度的降低及电流密度的增大而增大, 因此两个因素叠加的效果将表现在 SOFC 的效率上, 其随空燃比增大最终呈现上升的趋势。

3.3.2 SOFC-GT 混合系统性能随空燃比的变化规律

空燃比的改变对燃料串联和并联的 SOFC-GT 混合系统有较大的影响, 其变化规律如图 8 所示。

燃料串联和并联系统最大的区别在于并联系统需要向燃烧室中添加二次燃料。对于未加燃料的串联系统, 其燃烧室温度随空燃比的增大而明显降低; 为了达到设计点的工作温度, 并联系统中额外添加的燃料与进入 SOFC 的燃料量之比随空燃比的增大

而增大, 当空燃比为 7 时, 添加的燃料已达到 1.66 倍, 如图 8(a) 所示。系统输出功率是重要的性能评价指标, 随着空燃比的增大, 并联系统和串联系统的总输出功率均下降, 但串联系统的变化幅度更大。其中串联系统中, SOFC 的输出功率占主导, 且随空燃比变化极为明显; 而在并联系统中, 因固定了涡轮前温度, 涡轮输出功率基本保持不变, SOFC 随空燃比的增大依旧减小, 但该系统中两部分功率差缩小, 如图 8(b)。

两种构型的系统发电效率和比功均随空燃比的增大而减小, 并联系统的比功是串联系统的 2 倍以上, 且差距随空燃比的增大而进一步增大。这表明并联系统的单位空气具有更高的做功能力, 因此同功率需求下, 所需的压气机涡轮组件尺寸更小。SOFC 和空气预热器则是系统另外两个主要的部件, 其所需的面积如图 8(d) 所示。串联和并联系统的 SOFC 面积分别为 321.07 m² 和 150.75 m², 而空气预热器的面积则随空燃比的增大而增大, 其中并联系统的面积要大于串联系统, 但二者的差距随空燃比增大而减小。因此随空燃比的增大, 串联系统的总面积尺寸将更大, 这不利于系统功重比的提升。如图 8(e), 从尾气排放方面来说, CO₂ 排放率均随空燃比增大而升高; 并联系统的 NO_x 排放指数呈现明显的增长趋势, 这主要是由于混合气体中 O₂ 和 N₂ 的浓度升高所致, 而串联系统中因燃烧室温度下降, 使得 NO_x 的生成量下降。

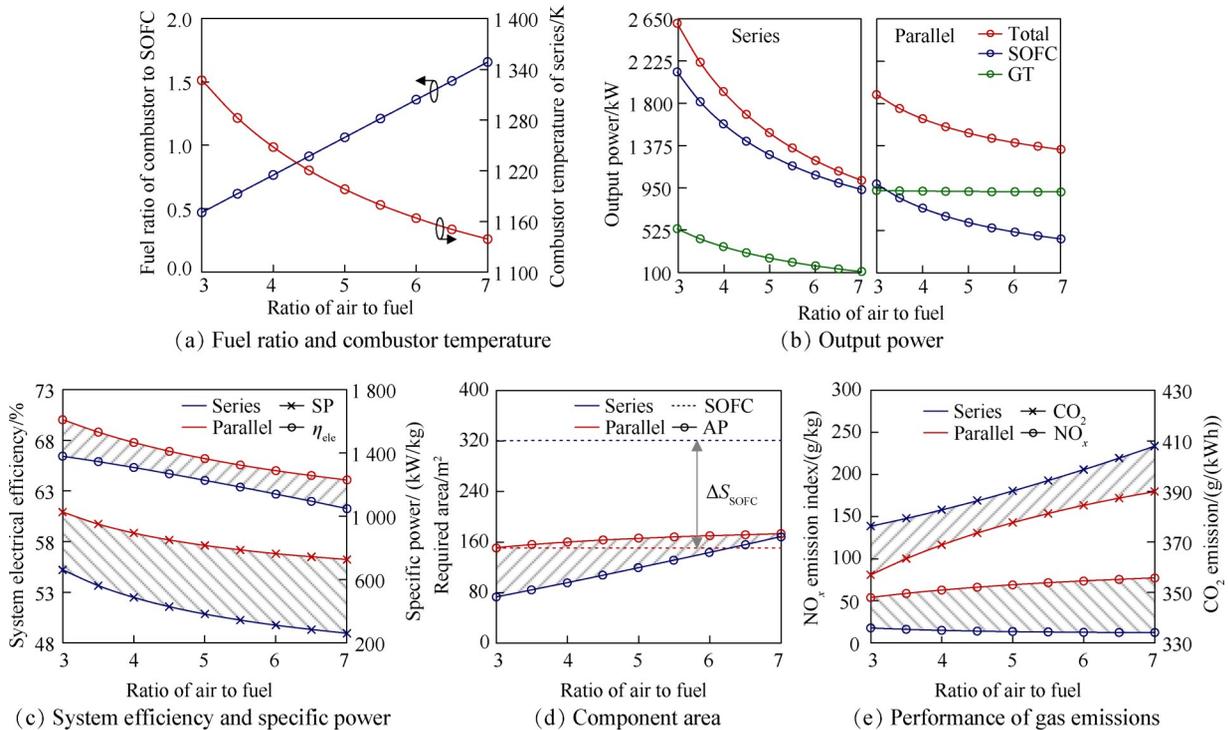


Fig. 8 Effect of the ratio of air to fuel on SOFC-GT hybrid system

4 结 论

本文将 SOFC-GT 混合系统作为航空电推进飞机的动力源,以是否向燃烧室加入二次燃料将系统分为并联构型和串联构型进行热力学性能研究。通过研究,得到以下结论:

(1)基于热力循环理论分析以及设计工况点的计算分析,并联混合系统的热力学性能要优于串联系统。系统的发电效率、比功和功重比分别提高 3.32%, 113.14% 和 34.04%, CO₂ 排放率降低 3.22%。但并联系统的 NO_x 排放处于劣势,这主要是由于高温的燃烧室导致。

(2)系统的热量回收是影响 SOFC-GT 系统性能的关键因素,并联系统对空气换热器的性能需求高于串联系统,且换热面积更大。

(3)SOFC-GT 混合系统的能量密度依赖于携带的燃料量,且并联系统的能量密度要高于串联系统。但当燃料量高于 690 kg 时,两种构型均优于目前较为先进的蓄电池,这有利于改善电推进飞机的续航能力。

(4)串联 SOFC-GT 混合系统随压比的提升其效率存在最优点;并联 SOFC-GT 混合系统随燃烧室温度的提升其效率下降。

(5)随系统空燃比的增大,串联系统的输出功率变化幅度更大。低的空燃比有利于提高系统性能、降低系统的尺寸及促进污染气体的减排,但其易使 SOFC 处于不安全运行的工况,因此对于本文研究的 SOFC-GT 混合系统,较为合适的空燃比为 4~6。

综上所述,SOFC-GT 混合系统虽然具有较低的功重比,但基于其优异的效率,在提升系统能量密度方面也具有不俗的能力。其中并联 SOFC-GT 混合系统从根本上降低了 SOFC 的做功占比,并提升了涡轮的占比,这有助于系统通过高功重比的涡轮优势弥补 SOFC 的低功率密度的劣势。因此,该构型可作为未来电推进飞机动力系统的一种候选方案。

致 谢:感谢国家自然科学基金和广东省教育厅青年创新人才项目的资助。

参 考 文 献

- [1] PORNET C, ISIKVEREN A T. Conceptual design of hybrid-electric transport aircraft[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2015, 79: 114-135.
- [2] SCHÄFER A W, EVANS A D, REYNOLDS T G, et al. Costs of mitigating CO₂ emissions from passenger aircraft [J]. *Nature Climate Change*, 2016, 6(4): 412-417.
- [3] GNADT A R, SPETH R L, SABNIS J S, et al. Technical and environmental assessment of all-electric 180-passenger commercial aircraft[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2019, 105: 1-30.
- [4] BARZKAR A, GHASSEMI M. Electric power systems in more and all electric aircraft: a review [J]. *IEEE Access*, 2020, 8: 314-332.
- [5] SCHÄFER A W, BARRETT S R H, DOYME K, et al. Technological, economic and environmental prospects of all-electric aircraft [J]. *Nature Energy*, 2019, 4(2): 160-166.
- [6] BROWN R A. SOFC combined cycle systems for distributed generation [C]. Chicago: In *Proceedings of the American Power Conference*, 1997: 548-550.
- [7] HASELI Y, DINCER I, NATERER G F. Thermodynamic modeling of a gas turbine cycle combined with a solid oxide fuel cell[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2008, 33(20): 5811-5822.
- [8] STEFFEN JR C J, FREEH J E, LAROSILIERE L M. Solid oxide fuel cell/gas turbine hybrid cycle technology for auxiliary aerospace power [C]. Reno: *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*, 2005.
- [9] RAJASHEKARA K, GRIEVE J, DAGGETT D. Solid oxide fuel cell/gas turbine hybrid APU system for aerospace applications [C]. Tampa: *Conference Record of the 2006 IEEE Industry Applications Conference Forty-First IAS Annual Meeting*, IEEE, 2006.
- [10] OKAI K, FUJIWARA H, NOMURA H, et al. Investigation on the potential hybrid aero-engine system with electromagnetic fan [C]. San Diego: *9th Annual International Energy Conversion Engineering Conference*, 2011.
- [11] OKAI K, NOMURA H, TAGASHIRA T, et al. Effects of fuel type on aircraft electric propulsion with SOFC/GT hybrid core [C]. Atlanta: *53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 2017.
- [12] AGUIAR P, BRETT D J L, BRANDON N P. Solid oxide fuel cell/gas turbine hybrid system analysis for high-altitude long-endurance unmanned aerial vehicles [J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2008, 33(23): 7214-7223.
- [13] BORER N K, GEUTHER S C, LITHERLAND B L, et al. Design and performance of a hybrid-electric fuel cell flight demonstration concept [C]. Atlanta: *2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, 2018.
- [14] WATERS D F, CADOU C P. Engine-integrated solid oxide fuel cells for efficient electrical power generation on aircraft [J]. *Journal of Power Sources*, 2015, 284: 588-605.
- [15] JI Z X, QIN J, CHENG K L, et al. Thermodynamic analysis of a solid oxide fuel cell jet hybrid engine for long-

- endurance unmanned air vehicles[J]. *Energy Conversion and Management*, 2019, 183: 50–64.
- [16] HASHIMOTO S, MIYATA R, KOBAYASHI K, et al. A new development strategy of light wight solid oxide fuel cells for electrified airplane system [C]. Indianapolis: 2019 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium(EATS), 2019.
- [17] NASA Technology Transfer Program. High power density solid oxide fuel cell [EB/OL]. <https://www.techbriefs.com/component/content/article/tb/pub/briefs/energy/33394>, 2018–12–01.
- [18] AGUIAR P, ADJIMAN C S, BRANDON N P. Anode-supported intermediate temperature direct internal reforming solid oxide fuel cell. I: model-based steady-state performance [J]. *Journal of Power Sources*, 2004, 138 (1–2): 120–136.
- [19] ROKNI M. Addressing fuel recycling in solid oxide fuel cell systems fed by alternative fuels [J]. *Energy*, 2017, 137: 1013–1025.
- [20] YAN Y W, LIU Y P, DI D, et al. Simplified chemical reaction mechanism for surrogate fuel of aviation kerosene and its verification [J]. *Energy & Fuels*, 2016, 30 (12): 10847–10857.
- [21] NÉRON A, LANTAGNE G, MARCOS B. Computation of complex and constrained equilibria by minimization of the gibbs free energy [J]. *Chemical Engineering Science*, 2012, 82: 260–271.
- [22] HUANG Y, TURAN A. Fuel sensitivity and parametric optimization of SOFC–GT hybrid system operational characteristics [J]. *Thermal Science and Engineering Progress*, 2019, 14: 100407.
- [23] COLLINS J M, MCLARTY D. All-electric commercial aviation with solid oxide fuel cell–gas turbine–battery hybrids [J]. *Applied Energy*, 2020, 265: 114787.
- [24] JI Z, ROKNI M M, QIN J, et al. Performance and size optimization of the turbine-less engine integrated solid oxide fuel cells on unmanned aerial vehicles with long endurance [J]. *Applied Energy*, 2021, 299: 117301.
- [25] JI Z X, QIN J, CHENG K L, et al. Design and performance of a compact air-breathing jet hybrid-electric engine coupled with solid oxide fuel cells [J]. *Frontiers in Energy Research*, 2021, 8: 613205.
- [26] 乞征, 向克胤, 刘彦雪. 涡轴发动机技术发展研究综述 [J]. *飞航导弹*, 2016(7): 83–86.
- [27] GERSSEN-GONDELACH S J, FAAIJ A P C. Performance of batteries for electric vehicles on short and longer term [J]. *Journal of Power Sources*, 2012, 212: 111–129.
- [28] MUELLER F, GAYNOR R, AULD A E, et al. Synergistic integration of a gas turbine and solid oxide fuel cell for improved transient capability [J]. *Journal of Power Sources*, 2008, 176(1): 229–239.

(编辑:白 鹭)

Comparative analysis of performance of aviation SOFC-GT hybrid system with fuel series/parallel connection

LIU He¹, WANG Jingyi², QIN Jiang¹, XIU Xinyan¹, JI Zhixing¹, DONG Peng¹

(1. School of Energy Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;

2. School of Science, Harbin Institute of Technology, Shenzhen 518055, China)

Abstract: When the solid oxide fuel cell – gas turbine (SOFC-GT) hybrid system is used as the power source for electric propulsion aircraft, it faces low-temperature and low-pressure atmospheric environment and has strict weight requirements. Therefore, optimizing the system configuration to make the hybrid system satisfy the aviation applications is an effective way to solve the problems. In this paper, two configurations of SOFC-GT hybrid system with fuel in parallel and series are proposed, and they are compared and analysed in terms of thermal cycle theory, system thermodynamic performance and power-to-weight ratio. The results show that the thermodynamic performance of the parallel system is better than that of the series system. The electrical efficiency, specific work and power-to-weight ratio increase by 3.32%, 113.14% and 34.04%, respectively, and the CO₂ emission rate is reduced by 3.22%. With the increase of the pressure ratio, the efficiency of the series system has an optimal value, while with the increase of the combustor temperature, the efficiency of the parallel system continues to decline. In the range of 4~6 of the ratio of air to fuel, the output power of the series system changes more obviously, which is 116.29%~87.11% compared with the parallel system. In addition, although the power-to-weight ratio of the SOFC-GT hybrid system is relatively low, it is better than the lithium battery in terms of energy density based on its excellent efficiency, which is conducive to improving the performance of electric propulsion aircraft.

Key words: Solid oxide fuel cell; Gas turbine; Power generation system; Thermodynamic performance; Electric propulsion aircraft

Received: 2022-11-23; **Revised:** 2023-07-19.

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 2211063

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (52306236); Department of Education of Guangdong Province (2021KQNCX271).

Corresponding author: QIN Jiang, E-mail: qinjiang@hit.edu.cn