

文章编号: 2097-1974(2025)06-0026-07

DOI: 10.7654/j.issn.2097-1974.20250604

基于超临界CO₂循环的超燃冲压发动机再生冷却系统

朱鹏举, 孙羽, 巩帆, 姜金朋, 李承恩
(空间物理重点实验室, 北京, 100076)

摘要: 超燃冲压发动机通常采用燃油再生冷却的方式对壁面进行降温, 超临界CO₂循环系统作为一种高效能热机, 可以将这部分热量加以回收利用, 产生电能供电器设备使用, 同时降低了冷却所需燃料用量, 有效提升了发动机整体性能。对基于超临界CO₂循环发电系统的超燃冲压发动机冷却系统进行了总体参数分析, 得到该系统可产生的电能和循环效率, 同时, 评估了压气机压比、涡轮前温度、发动机热量输入、压气机入口温度、压气机等熵效率、涡轮等熵效率对系统发电量及效率的影响, 应用多目标遗传算法评估了系统最大发电量及发电效率, 对关键部件预冷器及压气机开展了设计。

关键词: 超燃冲压发动机; 超临界CO₂; 发电系统; 再生冷却; 循环效率

中图分类号: TH4; X937

文献标识码: A

Regenerative Cooling System for Scramjet Engine Based on Supercritical CO₂ Cycle

ZHU Pengju, SUN Yu, GONG Fan, JIANG Jinpeng, LI Chengen
(National Key Laboratory of Science and Technology on Nearspace Vehicle Technology, Beijing, 100076)

Abstract: The scramjet engine usually employs a fuel regeneration cooling system to cool the walls. As a highly efficient thermal engine, the supercritical carbon dioxide (S-CO₂) cycle system can recover and utilize heat energy to generate electricity to power equipment while reducing the amount of fuel needed for cooling and effectively enhancing the engine's overall performance. An overall parametric analysis of the cooling system for the scramjet engine is conducted based on the supercritical CO₂ cycle power generation system, obtaining a system-generated power output of 65kW and a cycle efficiency of 11.75%. Additionally, the impact of various parameters is evaluated such as compressor pressure ratio, turbine inlet temperature, engine heat input, compressor inlet temperature, compressor isentropic efficiency, and turbine isentropic efficiency on system power generation and efficiency. Using a multi-objective genetic algorithm, the maximum power output and efficiency of the system are assessed, and preliminary designs for key components including the precooler and compressor are conducted.

Keywords: scramjet engine; supercritical CO₂; power generation system; regeneration cooling; cycle efficiency

0 引言

高速巡航飞行器在跨大气层内以极高的速度飞行, 可以有效减少飞行时间和防御响应时间, 增强突防和反防御能力, 具有高机动性, 是当今世界航空航天事业发展的一个重要方向^[1]。超燃冲压发动机作为其主要动力来源, 具有远高于火箭发动机的比冲, 如图1所示^[2]。由于飞行速度快, 超燃冲压发动机在工作时承受着非常高的温度。来流空气的滞止温度在马赫数为4、6、8时分别为860 K、1 640 K、2 580 K。

空气在燃烧室中与燃油混合燃烧之后, 气体温度会进一步提高, 在马赫数为4、6、8时分别为2 500 K、2 700 K、3 100 K^[3]。如此恶劣的热环境, 现有的材料即使覆有热障涂层, 在没有被冷却的情况下也无法长时间工作, 因此超燃冲压发动机通常采用燃油再生冷却的方式对发动机流道壁面进行冷却, 即冷的燃油先经过发动机壁面对其进行冷却, 而后喷注进燃烧室进行燃烧^[4]。

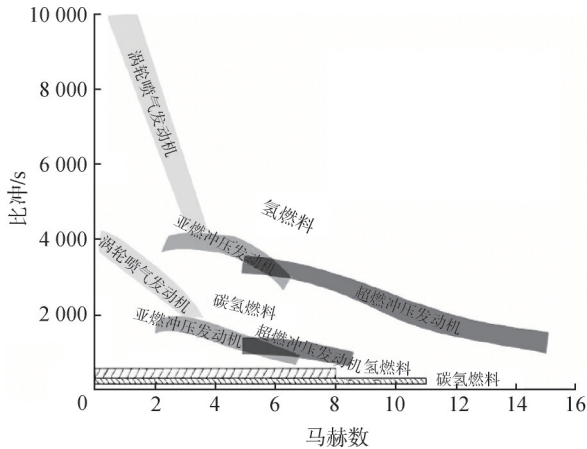


图1 各类型发动机比冲以及其飞行马赫数适应情况

Fig.1 The specific impulse of the engine and its flight Mach number adaptation

与其被动地对热进行防护，不如主动地将其利用。对于飞行器来说，发动机壁面提供了源源不断的热能，油箱中贮存的燃油可以作为冷源，因此可以构建热电转换系统。一方面，产生的电能可以用来为飞行器上的电气设备供电，减少供电电池携带数量，增加装填空间。另一方面，发动机壁面导入的热量被部分转化为电能，剩余部分所需要的冷却燃油用量将会减小，意味着燃烧室壁面温度可以进一步提升，超燃冲压发动机的性能可以得到更大程度的突破。

热电转换技术在电力领域及热能工程领域并不罕见^[5]，但在高速飞行器以及超燃冲压发动机领域，在近十几年才逐渐受到关注。

秦江等^[6]提出了基于碱金属朗肯循环的超燃冲压发动机热管理方法，有效缓解发动机冷却压力的同时，为飞行器提供电能，系统发电效率可达32.22%。Bao等^[7]提出了以He-Xe混合物为循环工质的闭式布雷顿循环发电系统，在忽略燃料冷却剂的流量限制时，其转换效率可以达到30.42%。Sforza^[8]提出采用以碳氢燃料为工质的半闭式朗肯循环超燃冲压发动机发电系统。燃料流入发动机壁面换热器进行吸热后，一部分流入过热器升温变为蒸气，推动涡轮进行做功发电，涡轮流出的乏汽冷凝后回到油箱。马喆等^[9]提出了一种布雷顿热电转换系统用于回收飞行器气动热，对比了空气、超临界CO₂以及氦气作为循环工质的优劣。热源为冲压空气，冷源为设备舱的排气，系统发电功率为6 kW，发电效率5.8%。Cheng等^[10]提出采用半导体温差热电器回收高速飞行器的热量，最大转换效率可以达到5%。曹林炜^[11]针对气动热建立了不同工质的闭式朗肯循环热电转换系统模型，对系

统关键部件进行了三维数值模拟设计仿真。石蕊等^[12]通过在发动机燃烧室壁面安装一层半导体层，并在半导体层外部设计冷却工质回路，设计了一种热力循环与半导体温差结合的发电系统。

由于超临界CO₂循环发电系统具有高发电效率以及结构紧凑等优势，部分学者开展了超临界CO₂循环发电系统在高速飞行器热管理方面的研究。姜培学等^[13]建立了以超临界CO₂为循环工质的高效热防护与高温发电一体化系统，分析了简单闭式循环、回热循环、部分冷却再压缩循环的系统性能，认为受限于冷源热沉，再压缩循环效率不及简单循环，回热循环可以有效提升发电功率，但系统复杂度更高，部件更多。苗鹤洋^[14]开展了基于超临界CO₂循环的超燃冲压发动机热电转换系统建模及分析，耦合了超燃冲压发动机壁面传热模型，重点对再压缩循环性能提升开展研究，在发动机壁面最高温度1 200 K的条件下，系统发电功率最高达198.7 kW。

超临界CO₂布雷顿循环系统的工作原理为，压力温度相对较低的CO₂（仍高于CO₂临界压力温度）首先在压气机中增压，然后进入高温换热器中吸收热量提高温度，具有高温高压的CO₂在涡轮中膨胀做功，驱动发电机产生电能，最后做功完成之后的乏汽（高温低压超临界CO₂）再经过预冷器将温度降低至循环初始的低温低压状态，重新开始循环。基本循环系统主要包括压气机、高温换热器、涡轮、发电机、预冷器，通过在系统中增加额外的回热器、压气机、涡轮等设备，可以构成循环效率更高的回热循环、再压缩循环、再热循环等，目前公认再压缩循环可以获得最高的循环效率，可达50%以上^[15]。

本文构建了基于超临界CO₂循环发电系统的超燃冲压发动机冷却系统总体性能分析模型，分析了超临界CO₂基本循环发电系统的发电功率及循环效率随压气机压比、涡轮前温度与发动机热量输入的变化关系，并通过多目标优化算法求出了在现有约束条件下最大发电功率及最佳循环效率。同时，对关键部件预冷器及压气机开展了设计。

1 系统模型

基于超临界CO₂基本循环的超燃冲压发动机再生冷却系统如图2所示。与传统的超燃冲压发动机再生冷却不同，超临界CO₂取代了碳氢燃料对发动机壁面进行冷却，吸收热量之后通过涡轮做功，驱动发电机输出电能。而燃油在进入发动机燃烧之前，先经过预

冷器冷却高温 CO₂，将无法被有效转化的废热重新带入燃烧室，提升燃烧效率。

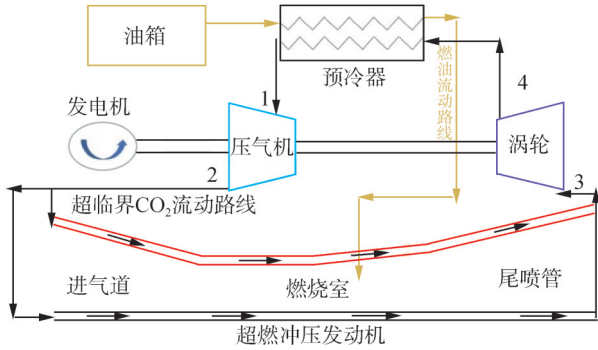


图2 基于超临界 CO₂ 循环的超燃冲压发动机再生冷却系统
Fig.2 Regenerative cooling system for scramjet engine based on supercritical CO₂ cycle

将超临界 CO₂ 的循环过程分别用数字表示，1→2 表示增压过程，2→3 表示在发动机壁面吸热过程，3→4 表示在涡轮中膨胀做功过程，4→1 表示与燃油换热被冷却的过程。CO₂ 的临界点温度、压力值分别为 304.13 K、7 380 kPa，为避开近临界点 CO₂ 物性剧烈变化区域，给定压气机前的温度 T_1 、压力 P_1 值为 310 K、7 500 kPa。根据相关文献研究结果，压气机、涡轮的等熵效率为 0.73^[16]、0.87^[17]。考虑到过高的内部压强将导致材料强度难以满足要求，因此分析过程中最大压比设置为 3.5。同时考虑材料的耐高温极限，给定涡轮前温度 T_3 不超过 1 100 K。CO₂ 流经发动机壁面换热通道与预冷器的压力损失系数均为 0.1，发电机发电效率为 0.99。CO₂ 的物性参数通过 Refprop 软件进行调用。

预冷器采用承压能力强、换热效率高的印刷电路板式换热器^[18]，热超临界 CO₂ 与冷煤油为逆流形式。因为在临界点附近，超临界 CO₂ 物性参数变化剧烈，为了精确计算换热性能，建模时将换热器分解为若干个单元，如图 3 所示，给定换热量及边界条件后，各个单元依次计算迭代，求出各单元进出口热力参数。模型基于前期相关工作搭建^[19]，主要的换热计算公式如下：

$$\left. \begin{aligned} H_{h,i} - H_{h,i+1} \\ H_{c,i} - H_{c,i+1} \\ h_h A_h (T_{av,h,i} - T_{wall,i}) \\ h_c A_c (T_{wall,i} - T_{av,c,i}) \\ h A (T_{av,h,i} - T_{av,c,i}) \end{aligned} \right\} = \frac{Q}{N} \quad (1)$$

式中 下标 i 为第 i 个单元；下标 h 代表热流体；下标 c

代表冷流体； T_{av} 为单元进 (T_i)、出 (T_{i+1}) 口平均温度； T_{wall} 为冷流与热流之间的壁面温度； H 为流体焓值； h 为换热系数； A 为换热面积； Q 为换热功率； N 为换热器单元总数。

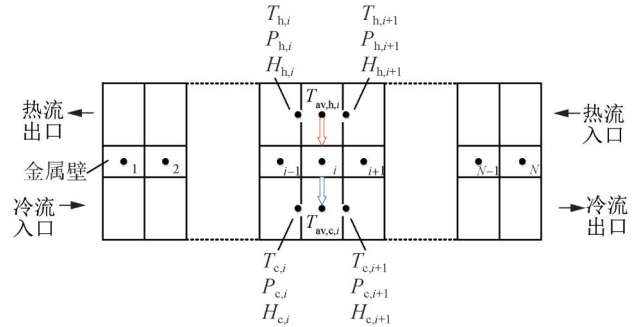


图3 预冷器单元化建模

Fig.3 Unitized model of the precooler

压气机采用单级离心式压气机，通过建立一维设计程序，计算得到压气机各叶片截面参数，包括几何尺寸、速度三角形、热力参数，并依据设计准则对叶片沿子午流线方向以及展向进行参数化造型。

分析时采用的发动机模型如图 4 所示^[20]。入口宽度为 125 mm，高度为 100 mm，出口宽度为 125 mm，高度为 300 mm，全长为 2.13 m。当入口来流马赫数为 6 时，隔离段入口气流总压为 1 680 kPa，总温为 1 200 K，马赫数为 2.38，油气当量比为 0.55。在此来流条件下，发动机壁面的热流条件随轴向长度 x 的变化规律如下^[20]：

$$\begin{cases} q(x) = 1.125x^2 - 0.375x + 0.28, 0 < x \leq 0.4 \text{ m} \\ q(x) = 0.376x^2 - 0.459x + 0.434, 0.4 < x \leq 1.5 \text{ m} \\ q(x) = 1.093x^2 - 3.922x + 4.012, 1.5 < x \leq 2.13 \text{ m} \end{cases} \quad (2)$$

积分可得，发动机壁面向外传递的总热量为 554 kW。

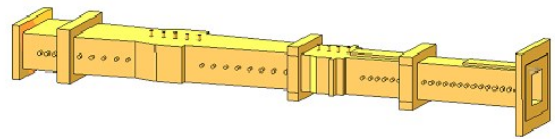


图4 超燃冲压发动机

Fig.4 Scramjet engine

出口焓值 H_2 可由式 (3) 得到：

$$H_2 = \frac{H_{2s} - H_1}{\eta_c} + H_1 \quad (3)$$

式中 η_c 为压气机等熵效率；下标 2s 为等熵压缩点，即 2s 点熵值与 2 点相等。

系统中 CO₂ 的循环流量 M 为

$$M = \frac{H_{rdj}}{H_3 - H_2} \tag{4}$$

式中 H_{rdj} 表示发动机壁面向外传递的总热量。

涡轮出口焓值可由式 (5) 计算:

$$H_4 = H_3 - (H_3 - H_{4s}) \times \eta_t \tag{5}$$

系统发电功率 W 及循环效率 η 为

$$\begin{cases} W = [(H_3 - H_4) - (H_2 - H_1)] \times M \\ \eta = \frac{P}{H_{rdj}} \end{cases} \tag{6}$$

2 计算分析

通过计算, 得到超临界 CO₂ 循环发电系统各状态点热力学参数如表 1 所示。系统发电功率为 65.1 kW, 循环效率为 11.75%, CO₂ 流量为 0.996 kg/s。可以看出, 系统产生的电量非常可观, 基本可以满足飞行器上电气设备的用电需求, 减轻电池质量。为进一步提升循环发电效率及发电量, 就超临界 CO₂ 基本循环发电系统的发电功率及循环效率随压气机压比、涡轮前温度、发动机热量输入、压气机入口温度、压气机等熵效率、涡轮等熵效率的变化关系分别展开了研究, 当某一自变量变化时, 其余自变量均保持不变。

表 1 各状态点热力学参数

Tab.1 The thermodynamic parameters of each state point

名称	符号	单位	数值
压气机入口温度	T_1	K	310
压气机入口压力	P_1	kPa	7 500
压气机出口温度	T_2	K	381
压气机出口压力	P_2	kPa	18 750
涡轮入口温度	T_3	K	800
涡轮入口压力	P_3	kPa	18 563
涡轮出口温度	T_4	K	698
涡轮出口压力	P_4	kPa	7 576
压气机功率	W_c	kW	44.1
涡轮功率	W_t	kW	109.9
发电功率	W	kW	65.1
循环效率	η	%	11.75
CO ₂ 流量	M	kg/s	0.996

图 5 展示了发电功率、循环效率与 CO₂ 流量随压气机压比的变化规律, 可以看出, 在热量输入与涡轮前温度不变的情况下, 所有参数均随着压气机的压比增加而增加, 即压气机压缩性能的优劣直接影响着发电功率及效率。为了获得更好的系统性能, 应该尽可能提升压气机压比, 但是, 过高的压力将会对系统结构产生一系列的问题, 包括系统安全性、管道密封难度以及部件效率损失增大等, 考虑到工程可实现性,

建议压比低于 3.5。

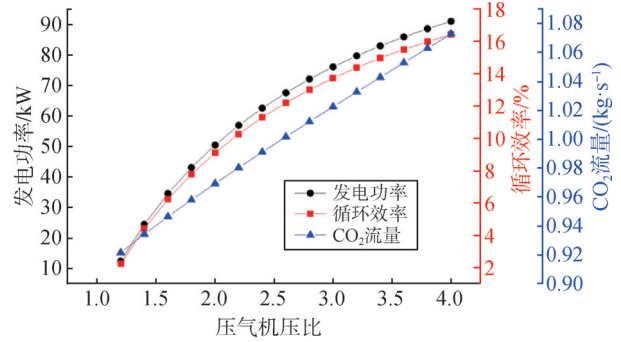


图 5 发电功率、循环效率与 CO₂ 流量随压气机压比的变化

Fig.5 Power generation, cycle efficiency, and CO₂ flow rate versus compressor pressure ratio

图 6 展示了发电功率、循环效率与 CO₂ 流量随涡轮前温度的变化规律, 可以看出, 当发动机输入热量固定在 554 kW 时, 发电量与循环效率在涡轮前温度小于 850 K 时, 均呈现快速增长的情况, 当温度超过 850 K 后, 则保持平稳并出现缓慢下降趋势。这是因为发动机输入热量限制了发电循环的效率, 即涡轮前温度在 850 K 附近时, 整个发电循环已经可以最大限度地利用发动机 554 kW 输出热量进行发电, 再提升涡轮前温度不会提升发电效率, 但可以减少 CO₂ 流量, 缩小发电系统规模。因此, 对于固定发动机热量输入, 存在一个最佳涡轮前温度, 使得系统发电量与循环效率最优。

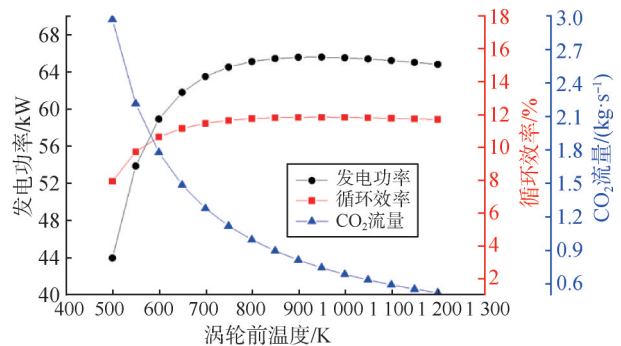


图 6 发电功率、循环效率与 CO₂ 流量随涡轮前温度的变化

Fig.6 Power generation, cycle efficiency, and CO₂ flow rate versus turbine inlet temperature

图 7 展示了发电功率、循环效率与 CO₂ 流量随发动机热量输入的变化规律, 可以看出, 循环效率与热量输入无关, 仅与压气机压比和涡轮前温度相关, 而系统发电量及流量均与发动机热量输入存在正比例关系。也就是说, 同样性能的超临界 CO₂ 循环系统应用于不同尺度的超燃冲压发动机, 其对再生冷却以及发

动机性能的改善情况不变,但其产生的输出功随发动机尺度增大而增大。

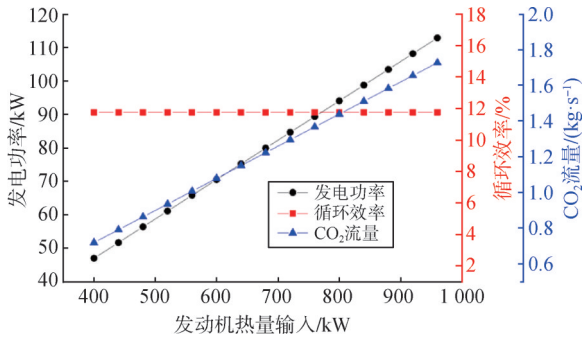


图7 发电功率、循环效率与CO₂流量随发动机热量输入变化
Fig.7 Power generation, cycle efficiency, and CO₂ flow rate versus scramjet engine heat input

图8展示了发电功率、循环效率与CO₂流量随压气机入口温度的变化规律,可以看出,随着压气机入口温度的升高,发电功率与系统循环效率显著下降,当温度从310 K增加至450 K时,发电功率从65 kW下降至2 kW,循环效率从12%下降至0.4%。由于涡轮入口温度保持1 100 K不变,温差减小后超临界CO₂工质的吸热能力减小,因此循环流量需要相应增加,压气机入口温度为450 K时,CO₂流量需要增加至2 kg/s。因此,系统部件设计时,预冷器的设计就显得非常关键,其需要具备优异的换热效率使得经过预冷器的工质温度尽量降低到310 K。

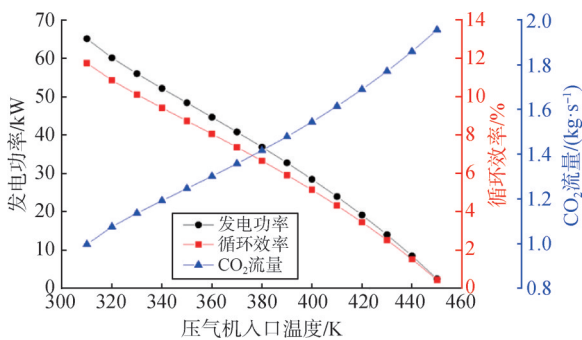


图8 发电功率、循环效率与CO₂流量随压气机入口温度变化
Fig.8 Power generation, cycle efficiency, and CO₂ flow rate versus compressor inlet temperature

图9展示了发电功率、循环效率与CO₂流量随压气机等熵效率的变化规律,可以看出,随着压气机等熵效率从0.5上升至0.95,发电功率与循环效率均显著增加,系统所需的循环工质流量有所降低。说明系统关键部件设计的优劣直接影响着整个系统的性能,压气机等熵效率从0.73下降20%,系统发电量及发电效率相应下降27.6%。

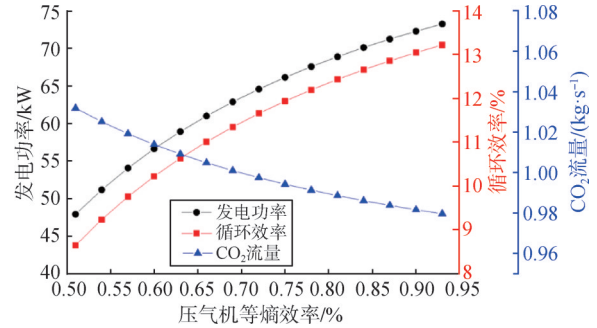


图9 发电功率、循环效率与CO₂流量随压气机等熵效率变化
Fig.9 Power generation, cycle efficiency, and CO₂ flow rate versus compressor isentropic efficiency

图10展示了发电功率、循环效率与CO₂流量随涡轮等熵效率的变化规律,可以看出,随着涡轮等熵效率从0.55上升至0.99,发电功率从27 kW显著增加至80 kW,循环效率从5%提升至14.5%。涡轮等熵效率的提升并不影响工质吸热能力,因此循环流量没有变化。对比压气机等熵效率的影响可以看出,涡轮的性能优劣对整个系统性能的影响更加显著。

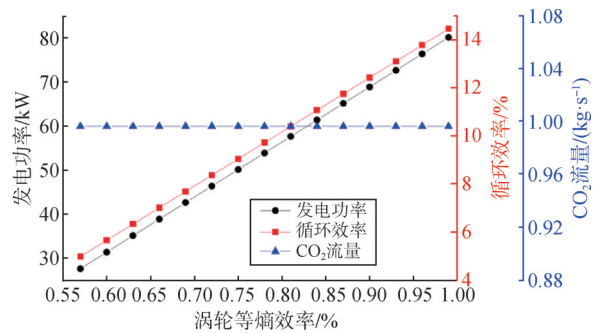


图10 发电功率、循环效率与CO₂流量随涡轮等熵效率变化
Fig.10 Power generation, cycle efficiency, and CO₂ flow rate versus turbine isentropic efficiency

运用多目标优化遗传算法,对压气机压比与涡轮前温度参数进行优化,给定其变化范围分别为1.5~3.5与600~1 100 K。得到在发动机热量输入为554 kW条件下,超临界CO₂循环最大发电功率与最佳循环效率分别为86.3 kW、15.6%,此时压气机压比为3.5,涡轮前温度为1 000 K。86.3 kW电量已满足飞行器使用,在现有条件下继续提高发电效率可通过增加回热循环或提高压气机压比等方式。但对于飞行器来说,增加回热会带来更多的结构质量,反而不利于飞行器总体性能。同时可以看出,压气机压比已经达到限制范围上限,此时压气机出口压力达到26 250 kPa,再大为压气机强刚度设计带来较大困难。

表2给出了预冷器设计结果,尺寸包络为0.8 m×1.2 m×0.01 m,为了尽量减少飞行器空间的占用,高

度设计为0.01 m，可与发动机外壁或舱体内壁随形设计。煤油最高温度为625 K，未达到发生裂解温度，因此不会产生结焦问题。

表2 预冷器设计结果

Tab.2 Design result of the precooler

名称	单位	数值
宽度	m	1.2
高度	m	0.01
长度	m	0.8
冷却通道直径	mm	1
通道间距	mm	3
单层板高度	mm	2
超临界CO ₂ 进出口温度	K	698/310
煤油进出口温度	K	290/625
煤油流量	kg/s	0.5
超临界CO ₂ 侧压力损失	kPa	34.5
预冷器质量	kg	27.3

压气机设计结果见表3，离心压气机建模见图11。

表3 离心式压气机一维设计结果

Tab.3 One-dimensional design results of the centrifugal compressor

名称	单位	数值
压气机入口总温	K	310
压气机入口总压	kPa	7 500
设计流量	kg/s	1
设计压比	—	2.5
设计转速	r/min	60 000
进口轮毂直径	mm	8.4
进口轮缘直径	mm	12.6
出口直径	mm	28.8
出口叶片高度	mm	0.9
轴向长度	mm	10.5
叶顶间隙	mm	0.3
叶片厚度	mm	0.6
叶片数	—	5/10

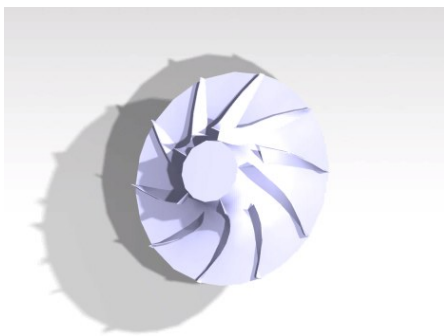


图11 离心压气机三维建模

Fig.11 3D modeling of the centrifugal compressor

通过上述设计结果可以看出，超临界CO₂系统压气机尺寸极小，整个压气机加涡轮轴系与壳体包络为50 mm×50 mm×100 mm，质量不超过5 kg，对于飞行器使用来说优势显著。

3 结 论

本文对基于超临界CO₂循环发电系统的超燃冲压发动机冷却系统进行了总体参数分析与系统设计，该系统可以产生65.1 kW的电量，转换效率11.75%，减少飞行器供电电池携带质量50 kg以上，有效提升超燃冲压发动机再生冷却效率18%。运用多目标优化遗传算法，得到该系统最大发电功率与最佳循环效率分别为86.3 kW、15.6%，此时压气机压比为3.5，涡轮前温度为1 000 K，为满足用电使用、结构可实现性约束下的最优方案。预冷器总质量为27.3 kg，尺寸包络为0.8 m×1.2 m×0.01 m，冷却通道直径1 mm，冷却通道间距3 mm，层板高度2 mm。压气机直径28.8 mm，叶片厚度0.6 mm，整个压气机加涡轮轴系与壳体包络为50 mm×50 mm×100 mm，质量不超过5 kg。

对于大航程巡航飞行器来说，其用电量大幅度提升，过大的电池质量严重限制了飞行器总体性能，通过超临界CO₂发电系统的应用，将有效解决这一问题。

参 考 文 献

[1] 王振国,梁剑寒,丁猛,等.高超声速飞行器动力系统研究进展[J].力学进展,2009(6): 716-739.
WANG Zhenguo, LIANG Jianhan, DING Meng, et al. Research progress on hypersonic vehicle propulsion systems[J]. Advances in Mechanics, 2009(6): 716-739.

[2] JONES R A, HUBER P W. Toward scramjet aircraft[J]. Astronautics and Aeronautics, 1978(27): 38-48.

[3] 蒋劲. 超燃冲压发动机燃烧室再生冷却研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2006.
JIANG Jin. Research on regenerative cooling of scramjet combustors[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2006.

[4] 章思龙,秦江,周伟星,等.高超声速推进再生冷却研究综述[J].推进技术,2018, 39(10): 2177-2190.
ZHANG Silong, QIN Jiang, ZHOU Weixing, et al. Review of research on regenerative cooling for hypersonic propulsion[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(10): 2177-2190.

[5] 顾伟,翁一武,曹广益,等.低温热能发电的研究现状和发展趋势[J].热能动力工程,2007, 128(2): 115-119+222.
GU Wei, WENG Yiwu, CAO Guangyi, et al. Research status and development trends of low-temperature thermal energy power generation[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and

- Power, 2007, 128(2): 115-119+222.
- [6] 秦江, 鲍文, 于达仁. 基于碱金属朗肯循环的超燃冲压发动机热管理方法[C]. 杭州: 中国工程热物理学会会议, 2011.
QIN Jiang, BAO Wen, YU Daren. Thermal management method of scramjet based on alkali-metal rankine cycle[C]. Hangzhou: Proceedings of the Chinese Society of Engineering Thermophysics Conference, 2011.
- [7] BAO Wen, QIN Jiang, YU Daren. Integrated thermal management method of energy based on closed brayton cycle for scramjet[C]. Sacramento: 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2006.
- [8] SFORZA P. Electric power generation onboard hypersonic aircraft [C]. Denver: 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2009.
- [9] 马喆, 张兴娟, 杨春信. 高超声速飞行器热防护的布雷顿热电转化技术[J]. 战术导弹技术, 2014(4): 20-25.
MA Zhe, ZHANG Xingjuan, YANG Chunxin. Brayton thermoelectric conversion technology for thermal protection of hypersonic vehicles[J]. Tactical Missile Technology, 2014(4): 20-25.
- [10] CHENG Kunlin, FENG Yu, LYU Chuanwen, et al. Performance evaluation of waste heat recovery systems based on semiconductor thermoelectric generators for hypersonic vehicles[J]. Energies, 2017 (10): 1-16.
- [11] 曹林炜. 高超声速飞行器大面积气动热背景下壁面热电转换系统的研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2019.
CAO Linwei. Study on wall-mounted thermoelectric conversion system under the background of large-area aerodynamic heating for hypersonic vehicles[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2019.
- [12] 石蕊, 张丽娜, 马伟, 等. 布雷顿循环和半导体温差联合发电技术在飞行器上的应用[J]. 航天器环境工程, 2018, 35(1): 66-70.
SHI Rui, ZHANG Lina, MA Wei, et al. Application of combined power generation technology based on brayton cycle and semiconductor thermoelectric effect in aircraft[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2018, 35(1): 66-70.
- [13] 姜培学, 张富珍, 胥蕊娜, 等. 高超声速飞行器发动机热防护与发电一体化系统[J]. 航空动力学报, 2021, 36(1): 1-7.
JIANG Peixue, ZHANG Fuzhen, XU Ruina, et al. Integrated system for thermal protection and power generation of hypersonic vehicle engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(1): 1-7.
- [14] 苗鹤洋. 基于超临界二氧化碳循环的超燃冲压发动机热电转换系统研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2021.
MIAO Heyang. Study on thermoelectric conversion system of scramjet engine based on supercritical carbon dioxide cycle[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2021.
- [15] 徐鹏, 郭晓璐, 徐双庆. 超临界CO₂闭式布雷顿循环系统特性试验与模拟研究综述[J]. 流体机械, 2020(4): 52-61.
XU Peng, GUO Xiaolu, XU Shuangqing. Review of experimental and simulation studies on the characteristics of supercritical CO₂ closed brayton cycle systems[J]. Fluid Machinery, 2020(4): 52-61.
- [16] 曹润, 李志刚, 邓清华, 等. 超临界二氧化碳离心压气机设计和气动性能研究[J]. 西安交通大学学报, 2020(4): 45-51.
CAO Run, LI Zhigang, DENG Qinghua, et al. Study on the design and aerodynamic performance of supercritical carbon dioxide centrifugal compressors[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2020(4): 45-51.
- [17] 应祺煜, 诸葛伟林, 张扬军, 等. 多级轴流S-CO₂透平气动设计及仿真分析[J]. 热力发电, 2020, 49(10): 164-172.
YING Qiyu, ZHUGE Weilin, ZHANG Yangjun, et al. Aerodynamic design and simulation analysis of multi-stage axial-flow S-CO₂ turbines[J]. Thermal Power Generation, 2020, 49(10): 164-172.
- [18] 于改革, 陈永东, 李雪, 等. 印刷电路板式换热器传热与流动研究进展[J]. 流体机械, 2017(12): 73-79.
YU Gaige, CHEN Yongdong, LI Xue, et al. Research progress on heat transfer and fluid flow of printed circuit heat exchangers[J]. Fluid Machinery, 2017(12): 73-79.
- [19] XU G Q, ZHU P J, QUAN Y K. Multi-objective optimization design of plate-fin vapor generator for supercritical organic Rankine[J]. International Journal of Energy Research, 2019(46): 2312-2326.
- [20] LI X C, WANG Z W. Exergy analysis of integrated TEG and regenerative cooling system for power generation from the scramjet cooling heat[J]. Aerosp Sci Technol, 2017(66): 12-19.

作者简介

朱鹏举 (1994—), 男, 工程师, 主要研究方向为飞行器总体设计、超临界流动换热、主动冷却系统设计等。

孙羽 (1994—), 女, 博士研究生, 工程师, 主要研究方向为吸气式动力飞行器总体设计、固体火箭发动机总体设计、气动声学等。

巩帆 (1988—), 女, 博士研究生, 高级工程师, 主要研究方向为超燃冲压发动机总体设计、超声速流体燃烧、吸气式动力飞行器总体设计等。

姜金朋 (1988—), 女, 博士研究生, 高级工程师, 主要研究方向为超燃冲压发动机总体设计、固体火箭发动机总体设计、吸气式动力飞行器总体设计等。

李承恩 (1992—), 男, 博士研究生, 高级工程师, 主要研究方向为增压输送总体设计、固体火箭发动机总体设计、飞行器总体设计等。