

高超声速飞行器发动机热防护与发电一体化系统

姜培学^{1,2}, 张富珍^{1,2}, 胥蕊娜^{1,2}, 祝银海^{1,2}

(1. 清华大学 能源与动力工程系

二氧化碳资源化利用与减排技术北京市重点实验室, 北京 100084;

2. 清华大学 能源与动力工程系 热科学与动力工程教育部重点实验室, 北京 100084)

摘 要: 在对高超声速飞行器的热防护和机载设备电能需求的综合考虑下,立足发动机能量管理优化,结合 CO₂ 的物性特点,提出了以超临界 CO₂ 为循环工质的高效热防护与高温发电一体化系统。此一体化方案可以在实现发动机热防护的同时,提供电能、并减少冷却用燃油流量。基于燃油为该一体化系统的唯一热沉,通过理论分析和计算,提出了两个一体化系统,通过对一体化系统的优化分析,给出了提高一体化系统性能的措施:尽量提高燃油在 CO₂ 冷却器中被加热的终态温度以及采用回热来提高 CO₂ 闭式布雷顿循环的性能,该系统的热效率可达到 17%。相对于采用蓄电池和燃料电池为机载设备供电的方案,当飞行器飞行时间为 30 min,该一体化系统的净增质量分别降低 85%和 68%,体积分别降低 81%和 59%。

关 键 词: 高超声速飞行器; 一体化系统; 热防护; 超临界 CO₂; 闭式布雷顿循环

中图分类号: V233

文献标志码: A

Integrated thermal protection and power generation system of hypersonic vehicle engine

JIANG Peixue^{1,2}, ZHANG Fuzhen^{1,2}, XU Ruina^{1,2}, ZHU Yin Hai^{1,2}

(1. Beijing Key Laboratory for CO₂ Utilization and Reduction Technology,

Department of Energy and Power Engineering,

Tsinghua University, Beijing 100084, China;

2. Key Laboratory for Thermal Science and Power Engineering of Ministry of Education,

Department of Energy and Power Engineering,

Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: Considering the thermal protection of hypersonic vehicle and the power demand of airborne equipment, based on the optimization of engine energy management, an integrated system of high temperature power generation and high efficiency thermal protection was proposed with supercritical CO₂ as the circulating working fluid combined with CO₂ physical characteristics. This integrated scheme can provide electricity and reduce the fuel carrying capacity on the premise of achieving thermal protection purpose. The measures to improve the performance of the integrated system were put forward by analyzing the inte-

收稿日期: 2020-05-30

基金项目: 国家自然科学基金创新研究群体项目(51621062); 国家自然科学基金重点项目(51536004)

作者简介: 姜培学(1964—),男,教授、博士生导师,博士,主要从事多孔介质及微纳尺度热质传递、超临界压力流体对流换热、碳封存与碳利用、航天航空与能源动力系统高温表面热防护与热控制的研究。

引用格式: 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 thermal protection and power generation system of hypersonic vehicle engine[J]. Journal of Aerospace Power,2021,36(1):1-7.

grated system based on the fuel as the sole heat sink; to maximize the temperature of the fuel heated in the CO_2 cooler and improve the performance of the CO_2 closed Brayton cycle by using regeneration. The thermal efficiency of the system can reach 17%. When the flight time was 30 minutes, compared with battery and fuel cell, the net mass gain of the integrated system was reduced by 85% and 68%, and the volume was reduced by 81% and 59%.

Key words: hypersonic vehicle; integrated system; thermal protection; supercritical CO_2 ; closed Brayton cycle

当高超声速飞行器以高马赫数飞行时,燃烧室内的温度可高达 $3\,220\text{ }^\circ\text{C}$ ^[1]。这样恶劣的条件很容易使燃烧室局部热流密度过大,而使燃烧室壁面损坏乃至烧毁。如何保证发动机长时间安全正常运行是超燃冲压发动机的热防护技术需要解决的重要问题。

高超声速飞行器发动机的热防护主要有主动热防护和被动热防护两种方式:主动热防护是利用自身携带燃料对发动机进行冷却;而被动热防护则是采用轻质的耐烧蚀隔热材料对结构进行热防护。牛文敬等^[2]、韩海涛等^[3]提出了基于热管的冷却方案。马坤等^[4]针对高超声速飞行器头部面临的高温高压环境,采用了支杆和逆向射流组合式减阻降热方案。闫帅、熊宴斌等^[5-6]以发汗冷却和发散冷却作为解决高超声速飞行器关键部件热防护的冷却技术,并对之进行了深入的研究。

对于高超声速下工作的超燃冲压发动机,常用的热防护方式是再生主动冷却。再生冷却方案在高马赫数下需要大量的冷却用燃料,随着航天飞行器的飞行速度进一步提升,为了达到再生冷却需要的热沉,航天器需要携带更多的燃料。Segal^[7]指出当飞行马赫数大于 10 时,将出现再生冷却所需要热沉大于燃烧所用的燃料,这意味着航天器要携带的燃料量超过燃烧需要量,多出的部分在完成冷却任务后没有经过燃烧而排掉,既造成了燃料的额外损耗,又增加了航天器的负载。鲍文等^[8]提出了基于闭式布雷顿循环的冷却方案,这种冷却系统将一部分热量转化成电能,间接提高了作为热沉的碳氢燃料的吸热能力,为超燃冲压发动机的热防护提出了一种思路。Qin 等^[9]从热管理的角度对超燃冲压发动机系统进行了内外不可逆的参数化研究,有利于扩展常规高超声速吸气发动机飞行马赫数包络线。李新春和王中伟^[10]提出了集成热电发电装置的超燃冲压发动机热管理系统,将热电发电机与发动机壁面结构相结合,在文献[11]中采用可用能分析法对超燃冲压发动机壁面热量的利用潜力进行分析,为提

高发动机的冷却和发电性能提供了理论支持。

针对高超声速飞行器面临的冷却与供电两方面需求,本文立足发动机能量管理优化,提出一种以超临界 CO_2 为循环工质的高温发电与高效热防护一体化系统。以超燃冲压发动机为例,该系统采用超临界 CO_2 作为循环工质,从发动机高温壁面吸收热量,经过涡轮膨胀做功,再以较低的温度把剩余热量传给低温的冷却用燃料(燃料作为热沉),经压缩机增压后进入高温壁面吸热;冷却用燃料经 CO_2 预热后,再流过发动机高温壁面继续吸热,进入燃烧室燃烧。在此一体化系统中,碳氢燃料是高温壁面和 CO_2 发电系统的唯一热沉。为了尽可能大地降低燃油携带量,一体化系统的循环设计以及碳氢燃料在一体化系统中的两个被冷却部件(高温壁面和 CO_2 发电系统冷却器)中的吸热量如何耦合,是本文研究的重点。本文通过对一体化系统进行能量平衡和能量转化分析,提出了系统优化的途径,进而提出了两种一体化系统布局。此一体化方案可以在保证达到热防护目的的前提下,提供尽可能多的电能,并尽可能减少燃油携带量。

1 基于燃油冷却的高超声速飞行器发动机高温发电与高效热防护一体化系统

图 1 示出了发动机再生主动冷却方案。图中 Q 是冷却负荷, F_{in} 为来自储油室的冷却用燃油的状态(温度 $t_{\text{f,in}}$, 压力 $p_{\text{f,in}}$), F_{out} 为进入燃烧室的燃油的状态, $\dot{m}_{\text{f}}$ 为用于冷却的燃油的质量流量(文中简称流量)。在该方案下,碳氢燃料直接流经舱壁的冷却通道,吸热升温而冷却舱壁,达到预定温度的碳氢燃料被直接送入燃烧室。舱壁热负荷全部采用再生主动冷却时,冷却负荷需要的燃料量有可能高于燃烧需要的燃料量。在热防护热负荷无法改变而又没有其他冷源的情况下,把热防护热负荷中的一部分转化为其他形式的有用能量是

一个可行的选择。

本文提出采用 CO_2 作为冷却剂,吸热后通过热功转换装置将其中的一部分转化为电能的思想,既可满足舱壁冷却的需要,同时可为机载设备提供必要的电能,这种方案将冷却负荷与燃油携带量解耦。根据一体化系统需要,系统组成及能量传递情况如图 2 所示。

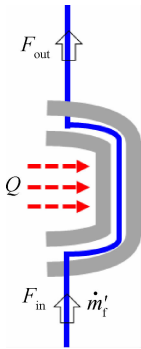


图 1 再生主动冷却

Fig. 1 Active regenerative cooling

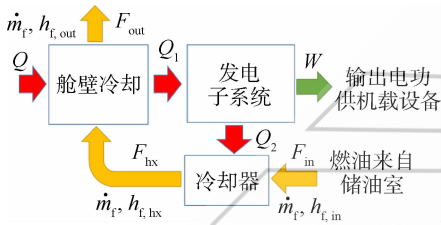


图 2 高超声速飞行器冷却发电一体化系统及能量传递示意图

Fig. 2 Schematic diagram of the integrated thermal protection and power generation system and its energy transfer hypersonic vehicle engine

图 2 中 Q_1 为发电系统中 CO_2 吸收的热量, W 为一体化系统输出的净功, Q_2 是发电系统向冷却用燃油放出的热量, F_{hx} 为燃油出冷却器的状态, h 为焓值, $\dot{m}_f$ 为一体化系统在冷却负荷 Q 下需要的冷却用燃油流量, 其值随一体化系统的布局 and 运行性能而变化, 而系统设计和优化的目的是使之尽量降低, 以减少燃油携带量。由图 2 可见, 一体化系统中的发电系统以发动机的部分冷却负荷为热源, 以用于提供动力的部分机载燃料为冷源。针对冷源, 一体化系统的目的之一是降低燃油的使用量, 因此燃油的可利用量是有限的。假设碳氢燃料进入燃烧室的温度为 $700\text{ }^\circ\text{C}$, 考虑到碳氢燃料在约 $427\text{ }^\circ\text{C}$ 时开始发生裂解, 为预防结焦对冷却器的影响, 碳氢燃料在冷却器内控温在

$427\text{ }^\circ\text{C}$, 余下热负荷由舱壁承担(其实发动机壁面的结焦与预防问题也是需要深入研究的, 本文不涉及此问题)。所以, 对于一体化系统的发电系统来说, 其能够提供的热沉条件是量小、具有较大的温度提升。而常规的亚临界或跨临界的动力循环, 其放热过程是冷凝过程, 对热沉的需求是量大、温度提升小。故亚临界和跨临界循环难以满足本一体化系统可提供的热沉条件。超临界的动力循环, 其冷却放热过程发生在超临界区, 理想的过程是等压、温度降低的过程, 且温度变化区间较大, 这一变温冷却过程与燃油的吸热升温过程很好地契合, 可用于本一体化系统的发电系统。由于 CO_2 的临界温度只有 $31\text{ }^\circ\text{C}$, 因此在一般的环境温度下, 以 CO_2 为工质的动力循环都是超临界循环。张富珍等^[12-13] 在超临界 CO_2 循环方面做了大量研究, 认为 CO_2 在超临界区的变温放热过程与燃油的变温吸热过程能够很好地契合, 进而可降低冷却器内的不可逆传热, 而提高系统性能。

1.1 超临界 CO_2 闭式布雷顿循环

对于一定型式的热力循环, 循环工质的选择关系到循环的效率及部件的紧凑性。研究表明针对高温热源, 以 CO_2 为工质的能量转换系统是具有最高热效率的能量转换型式^[14]。除此而外, 采用以 CO_2 为工质的高温涡轮发电系统在系统集成方面还具有显著的优点: 高温热发电系统中, 在涡轮中 CO_2 的膨胀比不到相同温区的以水为工质的朗肯循环的 $1/2000$, 这意味着需要 3 级以上汽轮机的以水为工质的高温热发电系统, 如果采用 CO_2 为工质, 单级膨胀即可^[12]; 采用以 CO_2 为工质的能量转换系统, 由于运行压力下 CO_2 的比容较小, 而比热较大, 气体冷却器的尺寸也会大大降低, 这预示着超临界 CO_2 (S-CO_2) 发电系统更加紧凑、简单。

1.2 系统建模与分析

研究表明, S-CO_2 循环性能对压比比较敏感, 在给定的吸热压力下会有最优的放热压力存在, 反之亦然^[15]。设燃油储存温度 $20\text{ }^\circ\text{C}$ ($t_{f,in}$), 在此冷却剂(燃油)可提供的 CO_2 终态冷却温度下, 最优放热压力应位于临界点附近。故在本研究中假定系统最高耐压为 20 MPa , 在系统初步分析时最低放热压力取 7.6 MPa 。换热器内最小传热温差为 $5\text{ }^\circ\text{C}$ (夹点温度 Δt_p)。针对图 2 的一体化系统定义冷却-发电系统全效率

$$\eta_t = \frac{W}{Q} \tag{1}$$

而 CO_2 闭式布雷顿循环热效率

$$\eta_{\text{th}} = \frac{W}{Q_1} \quad (2)$$

对图 2 所示系统进行能量平衡分析,可得

$$\dot{m}_f (h_{f,\text{out}} - h_{f,\text{in}}) + W = Q \quad (3)$$

$$\dot{m}_f (h_{f,\text{out}} - h_{f,\text{hx}}) + Q_1 = Q \quad (4)$$

图 1 系统燃油需要流量

$$\dot{m}'_f = Q / (h_{f,\text{out}} - h_{f,\text{in}}) \quad (5)$$

系统由于输出电能而减少的燃油流量为

$$\dot{m}_{f,r} = \dot{m}'_f - \dot{m}_f = W / (h_{f,\text{out}} - h_{f,\text{in}}) \quad (6)$$

则采用一体化系统后,可少携带燃油占比为

$$\frac{\dot{m}_{f,r}}{\dot{m}'_f} = \frac{W}{Q} = \eta \quad (7)$$

从全系统来看,如果不计燃油流经各设备的压力损失,则

$$h_{f,\text{in}} = f(t_{f,\text{in}}, p_{f,\text{in}}), h_{f,\text{out}} = f(t_{f,\text{out}}, p_{f,\text{in}}) \quad (8)$$

据前述假定 $t_{f,\text{in}} = 20^\circ\text{C}$, $t_{f,\text{out}} = 700^\circ\text{C}$ 。

在冷却负荷 Q 一定的情况下,净功与系统全效率、燃油携带减少量占比变化趋势一致,故要降低燃油携带量,需提高发电功率。为此一体化系统性能的评价指标是净功或系统全效率。

对于发电系统,要提高净输出可采取措施包括

1) 尽量提高输入 CO_2 闭式布雷顿循环的热量 Q_1 ;

2) 优化 CO_2 闭式布雷顿循环,提高发电系统热效率。

由式(4)可得, $Q_1 = Q - \dot{m}_f (h_{f,\text{out}} - h_{f,\text{hx}})$, 针对措施 1), 在燃油流量尽量小的情况小, 要加大输入发电系统的热量, 需要尽量提高燃油在 F_{hx} 状态点的温度, 而依据前述对燃油性状的分析, 427°C 是 F_{hx} 状态点的温度限值, 即为满足措施 1), 燃油在冷却器中要被加热到限定温度 427°C ; 为达到措施 2), 可针对闭式布雷顿循环, 结合 CO_2 物性进行发电系统的优化, 例如采用回热。

根据前述分析提出了两个一体化系统(图 3、图 4)。 CO_2 闭式布雷顿循环当前也被广泛地研究应用于太阳能和核能发电, 其常采用的系统布局是部分冷却再压缩^[16-18], 类比于此系统, 针对有限冷源的一体化系统本研究也设计了一个部分冷却再压缩系统(图 5), 并与前两个系统一起进行了分析。结果示于表 1。

图 3 的循环系统就是简单的闭式气体涡轮布局, 只不过其采用的冷源是燃油, 且燃油的流量受到限制, 因此在冷却器内的平均传热温差较常规动力循环的平均传热温差大。表 1 中针对图 3 所示

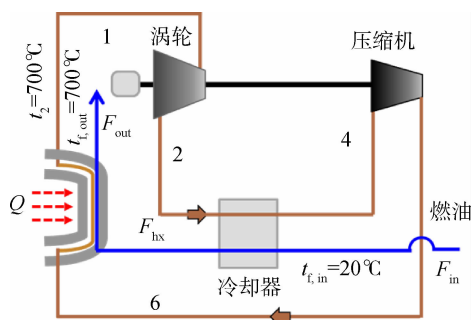


图 3 简单闭式布雷顿一体化系统

Fig. 3 Integrated system with simple closed Brayton cycle

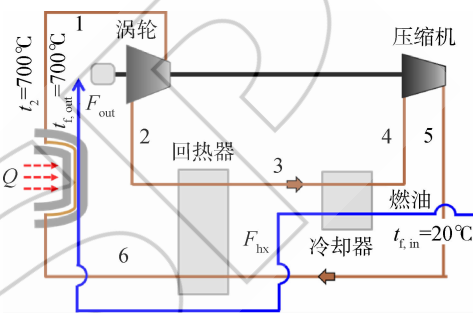


图 4 带回热的 S- CO_2 布雷顿循环一体化系统

Fig. 4 Integrated system with recuperated S- CO_2 Brayton cycle

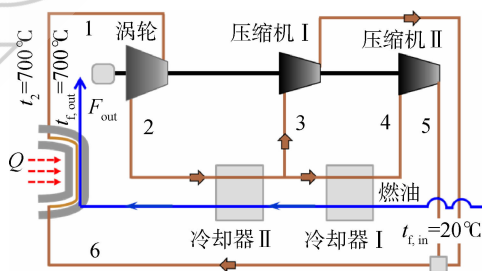


图 5 部分冷却再压缩的 S- CO_2 布雷顿循环一体化系统

Fig. 5 Integrated system with recompression and partial cooling S- CO_2 Brayton cycle

的系统的计算结果表明(序号 1、2、3), 随着 CO_2 在冷却器内被冷却终态温度 t_4 的提高, 系统的全效率 η 升高, 当 t_4 升高到 44.7°C 时, 燃油出冷却器的温度 $t_{f,\text{hx}}$ 升高到 427°C , 达到冷却器内燃油升温的限制, 系统性能达到最高, 在保持 $t_{f,\text{hx}} = 427^\circ\text{C}$ 下, t_4 进一步提高, 系统性能下降, 这可由图 6 来说明。

图 6 示出了针对图 3 所示的一体化系统在不同 t_4 下沿 CO_2 流动方向上的温度-换热量关系 (t - Q) 图, 图中 Q_2 代表的是沿着 CO_2 流动方向的换热量。可见在 $t_4 = 32^\circ\text{C}$ 时, 系统全效率相对较低, 这主要是由 CO_2 的热物性引起的, 在把 CO_2 冷却到准临界温度附近时, CO_2 的比热容急剧增

大,在夹点温度一定且燃油流量有限的情况下,CO₂ 的相对流量将大大降低,这使得 CO₂ 在舱壁处的吸热量 Q_l 降低,另一方面,在远离临界点时,CO₂ 的比热容降低,在相对低的流量的联合作用下冷却器内平均传热温差 Δ*t_a* 增大,系统的不可逆性提高,故系统全效率相对较低(图 6(a))。但在低 CO₂ 被冷却终温下,发电子系统平均放热温差 Δ*t_a* 降低,子系统热效率反而较大,这也是子系统热效率不能作为一体化系统评价指标的原因。在低 CO₂ 被冷却终温下,CO₂ 循环流量较少,参与发电的热量 Q_l 较小,CO₂ 排放给燃油的热量 Q₂ 也相对较低,燃油不能被加热到最高温度;当 *t₄* 升高到 44.7℃时,*t_{f,hx}* 升高到 427℃,系统的平均传热温差最小,全效率达到最高(图 6(b));在保证燃油被加热到尽可能高的温度的前提下,CO₂ 在冷端出口温度再提高,夹点温度提高,冷却器内的平均传热温差 Δ*t_a* 增大,系统全效率也降低(图 6(c))。

结合理论分析(在冷却器中燃油应尽可能地 被加热到足够高的温度),对于图 3 所示的一体化系统,系统优化的要点是:在保证燃油被加热到最

高温度和冷却器内夹点温度的情况下,调整燃油与 CO₂ 的流量比,从而保证系统有最大的净输出。

表 1 中序号 4、5、6 对应的是针对发电子系统本身进行优化的结果,即在保证输入发电子系统尽量多的热量 Q_l(燃油被加热到最高温度)下,对发电子系统(CO₂ 闭式布雷顿循环)的优化。对布雷顿循环来说,提高其性能的有效措施之一是采用回热,以及在回热的基础上分级压缩、中间冷却和分级膨胀、中间再热。由于受到材料的限制,目前的 CO₂ 闭式布雷顿循环的高压一般不超过 20 MPa,这样压比不到 2.5,故分级压缩、中间冷却和分级膨胀、中间再热可以不予考虑,回热成为优化循环的主要选项。

分析图 4 所示的系统,其净输出功为

$$W = W_t - W_p = \dot{m}_{CO_2} (h_1 - h_2) - \dot{m}_{CO_2} (h_5 - h_4)$$

(9)

由于 CO₂ 在运行区间内不能视为理想气体,所以不能从定性上说明上式的优化方向。在保证燃油被加热到最高温度和冷却器内夹点温度的情况下,调整燃油与 CO₂ 的流量比,从而保证系统

表 1 不同系统布局的 S-CO₂ 布雷顿循环的系统性能
Table 1 System performance for various S-CO₂ Brayton cycle layouts

系统名称	序号	<i>t_{f,hx}</i> /℃	<i>t₄</i> /℃	<i>t₃</i> /℃	<i>m_{t,r}</i> / <i>m_f</i>	η _{th} /%
简单闭式布雷顿 一体化系统(图 3)	1	112	32		1.60	14.51
	2	427	44.7		8.13	14.11
	3	427	50		8.03	13.95
带回热的 S-CO ₂ 布雷顿循环 一体化系统(图 4)	4	427	80		10.10	17.25
	5	427	90		10.14	17.32
	6	427	100		10.12	17.28
部分冷却再压缩的 S-CO ₂ 布雷顿循环 一体化系统(图 5)	7	427	25	61	7.80	13.7
	8	427	25	57	7.90	13.8
	9	427	25	52	8.00	13.9

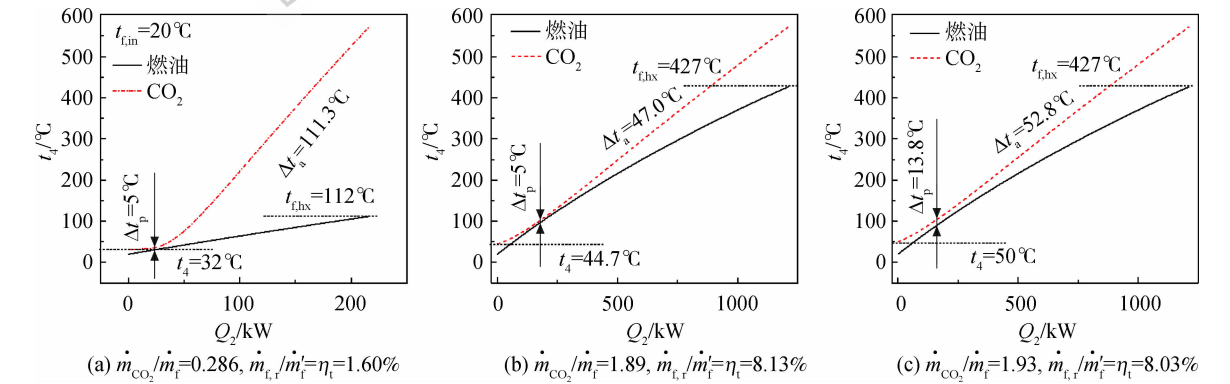


图 6 不同 CO₂ 气体冷却器出口温度下沿 CO₂ 流动方向的 *t*-*Q* 图

Fig. 6 *t*-*Q* curves along the length of the gas cooler for different CO₂ temperatures at the outlet of gas cooler

有最大的净输出。在图4所示的一体化系统中,涡轮出口乏汽 CO_2 中的能量有一部分用于回热,在冷却器中的放热量相对降低,净输出提高。

表1中序号7、8、9对应的是针对目前广泛研究的部分冷却再压缩 CO_2 闭式布雷顿循环的计算结果。这一系统布局考虑的是超临界 CO_2 在准临界点附近的物性:在准临界点附近密度很大,物性接近于液体,压缩时耗功较少。所以在进行设计时应尽量将 CO_2 冷却到接近冷源的温度,以降低压缩功。但由于在准临界点附近, CO_2 的比热容较大,其与燃料换热时,夹点出现在换热器内部而非两端,为保证一定的传热温差, CO_2 被最终冷却的温度越低,需要的燃料流量越大,造成冷却器内部的平均传热温差增大。为此基于换热器内的温度滑移匹配原则^[8],采用分流的方法来使部分乏汽 CO_2 被充分冷却。由表1可见,采用分流使得部分 CO_2 可被冷却到较低的温度,但由于对于7.6 MPa的 CO_2 来说,准临界点温度在32℃附近,因此要将之冷却下来,燃料的相对流量要高,体现在设计中即为流经冷却器II的 CO_2 的流量为燃料流量的2.513倍(表1中的第9个工况),而流经冷却器I的 CO_2 流量仅为碳氢燃料的1/6,这使得压缩机II耗功增加。最终导致系统的净输出相对于图4的系统没有得到提高。

由前述分析可见,用于高超声速飞行器的闭式布雷顿循环,由于冷源的唯一性和有限性,使得其最优系统布局与常规系统不同。常规的部分冷却再压缩系统,受限于热沉的有限性能尚不及简单的闭式布雷顿循环。降低热沉在发电子系统的热负荷而采用回热,提高了 CO_2 在高温壁面的平均吸热温度,使得系统的净输出提高。

2 系统质量核算

高超声速飞行器的供电设备可以是蓄电池,也可能是燃料电池。按发电量1 MW计算,将之与本研究提出的方案一(图3)进行对比。

对于蓄电池,以银锌蓄电池15XYG-45型为参考,其充电量为 $1.0125 \text{ kW} \cdot \text{h}$,尺寸为 $322 \text{ mm} \times 129 \text{ mm} \times 255 \text{ mm}$,单块质量为16.7 kg;对于燃料电池,以水氢发电模块为参考(新能源汽车的动力模块),其额定功率10 kW,质量为28 kg,尺寸为 $484 \text{ mm} \times 280 \text{ mm} \times 800 \text{ mm}$,功率质量比为 0.3571 kW/kg ,该型燃料电池的单位甲醇发电量为 $2.2 \text{ W} \cdot \text{h/g}$,以此可计算需要携带的甲醇量。

一体化系统功质比按 0.5 kW/kg 计算,1MW

发电功率,则一体化系统质量为2000 kg。一体化系统需要充灌循环工质,依据本课题组对 CO_2 热泵的研究经验以及系统设备的内部尺寸,估算了系统工质充灌量小于100 kg。则一体化系统的总质量为2100 kg。由前面一体化系统优化分析可知,采用一体化系统,由于舱壁热负荷的一部分通过一体化系统被转化成电能,因而燃油的冷却负荷降低,相对于靠燃油冷却舱壁的系统,其燃油携带量会有所降低(计算表明,飞行时间为30 min的燃油携带量减少值为845 kg),故净增加的质重为一体化系统质量减去燃油携带减少量。对于固定发电功率的一体化系统,其质量不变,但随着飞行时间的提高,燃油携带量的减少量增大,净增质量降低。一体化系统估算体积为 1 m^3 (CO_2 气体涡轮系统具有简单、紧凑、占地面积小的优点)。

图7示出了随着飞行时间的变化,3种供电方式的质量和体积的变化情况。飞行时间为

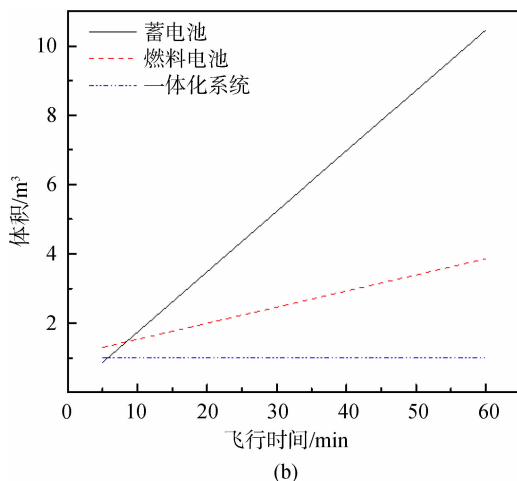
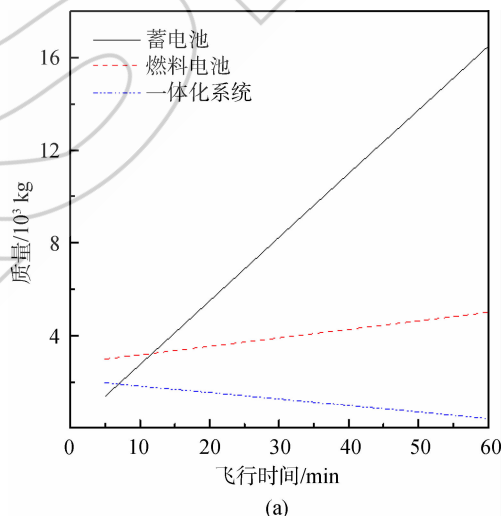


图7 不同供电方案净增质量和体积随飞行时间的变化

Fig. 7 Changes in net mass gain and volume of different power supply schemes with time of flight

30 min时,一体化系统的净增质量相对于蓄电池和燃料电池供电方案质量分别降低 85%和 68%,体积分别降低 81%和 59%。

可见,在相同供电量的情况下,一体化系统的质量远远小于其他两种。这种优势随着飞行时间的提高而更加明显。

3 结 论

针对高超声速飞行器的热防护和机载动力设备需求,本研究立足发动机能量管理优化,从全系统能量平衡与传递及关键子系统优化出发,提出了一种以超临界 CO_2 为循环工质的高效热防护与高温发电一体化系统。基于一体化系统冷源的唯一性和有限性,通过理论分析得到了系统优化措施,提出了有望达到最优目标的系统布局。对可能的系统布局进行了优化分析,得到了碳氢燃料在两个需要冷却的部件处的能量耦合原则,即碳氢燃料在发电子系统的冷却器中应尽可能被加热到高温。在单级压缩的前提下,采用回热可提高系统性能。相对于采用蓄电池或燃料电池为机载设备提供电能,在相同供电量的情况下,一体化系统的质量远远小于其他两种,这种优势随着飞行时间的提高而更加明显。

参考文献:

- [1] SUTTON G P, BIBLARZ O. Rocket propulsion elements [M]. Hoboken, New Jersey: John Wiley and Sons, 2016.
- [2] 牛文敬,连文磊,林灵娇. 基于热管技术的飞机电作动机构散热特性[J]. 航空动力学报, 2020, 35(4): 711-721.
NIU Wenjing, LIAN Wenlei, LIN Lingjiao, et al. Cooling performance of electric actuating mechanism on aircrafts based on heat pipes[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(4): 711-721. (in Chinese)
- [3] 韩海涛,陈智,胡龙飞,等. 基于高温热管的超燃燃烧室热防护结构[J]. 航空动力学报, 2017, 32(5): 1043-1050.
HAN Haitao, CHEN Zhi, HU Longfei, et al. High temperature heat pipe enhanced thermal protection structure for scramjet combustion chamber[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(5): 1043-1050. (in Chinese)
- [4] 马坤,朱亮,陈雄. 高超声速流场支杆射流减阻降热的流热耦合[J]. 航空动力学报, 2020, 35(4): 793-804.
MA Kun, ZHU Liang, CHEN Xiong. Fluid-thermal coupling on drag and heat reduction induced by spike and jet in hypersonic flow field[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(4): 793-804. (in Chinese)
- [5] 闫帅,祝银海,姜培学,等. 超临界压力下正癸烷在多孔介质中结焦实验研究[J]. 推进技术, 2018, 39(4): 935-941.
YAN Shuai, ZHU Yin Hai, JIANG Peixue, et al. Experiment on coke deposition of supercritical *n*-decane in porous

- media[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(4): 935-941. (in Chinese)
- [6] 熊宴斌,祝银海,姜培学,等. 单相液体发汗冷却规律实验[J]. 航空动力学报, 2013, 28(9): 1956-1961.
XIONG Yanbin, ZHU Yin Hai, JIANG Peixue et al. Experiment of transpiration cooling rules of single phase liquid[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(9): 1956-1961. (in Chinese)
- [7] SEGAL C. The scramjet engine: processes and characteristics [M]. Cambridge, UK: Cambridge University Press, 2009.
- [8] 鲍文,秦江,于达仁,等. 回热式闭式布莱顿超燃冲压发动机冷却循环系统: CN 101576024A[P]. 2009-11-11.
- [9] QIN J, ZHOU W X, BAO W, et al. Thermodynamic analysis and parametric study of a closed Brayton cycle thermal management system for scramjet[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2010, 35(1): 356-364.
- [10] 李新春,王中伟. 高超声速飞行器的热电技术热管理系统参数[J]. 国防科技大学学报, 2016, 38(2): 43-47, 86.
LI Xinchun, WANG Zhongwei. Parametric of an integrated thermoelectric generation thermal management system for hypersonic vehicle[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2016, 38(2): 43-47, 86. (in Chinese)
- [11] 李新春,王中伟. 超燃冲压发动机壁面热量的利用潜力分析[J]. 推进技术, 2017, 38(2): 275-280.
LI Xinchun, WANG Zhongwei. Analysis of potential usage for heat of scramjet wall[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(2): 275-280. (in Chinese)
- [12] 张富珍,姜培学,胥蕊娜,等. 基于回热器温度滑移匹配的以 CO_2 为工质的布雷顿循环优化分析[J]. 热能动力工程, 2017, 32(8): 11-16.
ZHANG Fuzhen, JIANG Peixue, XU Ruina, et al. Optimization analysis of a Brayton cycle using CO_2 as working substance based on temperature glide matching in heat exchanger[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2017, 32(8): 11-16. (in Chinese)
- [13] ZHANG F Z, ZHU Y H, LI C H, et al. Thermodynamic optimization of heat transfer process in thermal systems using CO_2 as the working fluid based on temperature glide matching[J]. Energy, 2018, 151: 376-386.
- [14] FEHER E G. The supercritical thermodynamic power cycle[J]. Energy Conversion, 1968, 8(2): 85-90.
- [15] AHN Y, LEE J, KUM S G, et al. Design consideration of supercritical CO_2 power cycle integral experiment loop[J]. Energy, 2015, 86: 115-127.
- [16] AHN Y, BAE S J, KIM M, et al. Review of supercritical CO_2 power cycle technology and current status of research and development[J]. Nuclear Engineering and Technology, 2015, 47(6): 647-661.
- [17] PASCH J, CONBOY T, FLEMING D, et al. Supercritical CO_2 recompression Brayton cycle: complete assembly description[R]. Sandia Report, SAND2012-9546, 2012.
- [18] UTAMURA M, HASUIKE H, OGAWA K, et al. Demonstration of supercritical CO_2 closed regenerative Brayton cycle in a bench scale experiment [R]. ASME Paper GT2012-68697, 2012.