

超燃冲压发动机主被动复合热防护系统方案设计思考*

鲍文¹, 张聪¹, 秦江², 于达仁¹

(1. 哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150006;
2. 哈尔滨工业大学 基础与交叉科学研究院, 黑龙江 哈尔滨 150006)

摘要: 针对当前超燃冲压发动机热防护技术面临的困境, 为了突破更高飞行马赫数下的热障限制, 提出了一种采用冷却剂与被动材料共同承担热载荷的主被动复合热防护技术。分析了主被动复合热防护技术的设计内涵及总体设计原则, 讨论了被动层承担的热载荷和被动复合材料的导热系数、厚度之间的关系, 并以 C/SiC 作为被动复合材料, 对比分析了主被动复合热防护方案的优势。研究表明, 当 C/SiC 厚度为 4mm 时, 大致可将马赫数为 6.5, 当量比 0.5 工况下的热流密度降低 42%。

关键词: 超燃冲压发动机; 主被动复合热防护; 热载荷; C/SiC

中图分类号: V231.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2013) 12-1659-05

Design and Consideration of Active and Passive Combined Thermal Protection System of Scramjet

BAO Wen¹, ZHANG Cong¹, QIN Jiang², YU Da-ren¹

(1. School of Energy Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;
2. Academy of Fundamental and Interdisciplinary Sciences, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: For the predicament in thermal protection technology of the Scramjet, a new active and passive combined thermal protection technology which uses the coolant and passive materials to bear the thermal load is put forward. Based on this technology, it is hopeful to achieve the development of high Mach and break through the thermal barrier limiting. And then design connotation and overall design principles are analyzed. Meanwhile, the relationships among the heat load shared by the passive construction, thermal conductivity and thickness of passive materials are discussed. The C/SiC is selected as the passive material to analyze the technology advantages of the active and passive combined thermal protection technology. When the thickness of C/SiC is 4mm, the heat flux could be broadly reduced by 42% at $Ma = 6.5$ and equivalence ratio 0.5.

Key words: Scramjet; Active and passive combined thermal protection; Heat load; C/SiC

1 引言

超燃冲压发动机工作在高速、高温、高强度燃烧的极端热物理条件下, 燃料的燃烧和气动加热均将产

生巨大的热载荷^[1]。另外, 发动机内部的复杂激波波系、燃烧脉动和振荡很容易使燃烧室局部壁面温度过高, 而且过热的部位随着工况的变化可能遍历燃烧室的各个位置, 导致发动机壁面热流具有较强的突变

* 收稿日期: 2013-09-24; 修订日期: 2013-09-28。

基金项目: 国家自然科学基金 (51276047); 国家杰出青年基金 (50925625)。

作者简介: 鲍文 (1970—), 男, 博士, 教授, 博士生导师, 研究领域为高超声速推进主动热防护, 发动机控制。
E-mail: baowen@hit.edu.cn

性^[2]。因此,热防护技术成为发展超燃冲压发动机的关键技术之一^[3]。但由于发动机所处的热环境极其恶劣,使得热防护难度很大,单一热防护方案很难满足高马赫数飞行下发动机的冷却需求,需采用特殊的材料与热防护技术,才有可能保证发动机安全可靠工作。本文从当前超燃冲压发动机所采用的热防护方案出发,对比不同热防护方案的优劣,提出了一种主被动复合的超燃冲压发动机热防护方案设计理念,分析了该方案的防热机理及技术内涵,讨论了主被动复合热防护方案的设计原则,初步筛选了主被动结构的设计参数,对比分析了主被动复合热防护方案的技术优点。

2 热防困境技术难度分析

面对超燃冲压发动机恶劣的热环境,目前,燃料作为冷却剂的主动热防护和采用耐高温材料的被动热防护是当前主要采用的两种技术手段^[4]。

采用燃料作为冷却剂的主动热防护技术,指的是在冷却通道内燃料冷却发动机壁面,自身升温后经过喷嘴注入燃烧室,燃料所吸收的热量又重新被添加进燃烧室。通过冷却剂的持续流动带走热量,有利于发动机的长时间工作,同时形成回热循环,提高燃料利用率^[5,6]。但随着飞行时间、飞行高度和飞行马赫数的提高,超燃冲压发动机的热载荷逐渐增加,而金属壁面材料的许用温度有限,这就使得需要燃料带走的热流水平提高^[7]。如何研制高热沉的燃料,就成为主动热防护方案首要解决的问题^[8]。然而吸热型碳氢燃料研制难度大,目前研制进程缓慢,很难满足 $Ma6$ 以上飞行的热沉需求。

另外,吸热型碳氢燃料热沉的有效利用也受到了多方面的限制。首先,吸热型碳氢燃料需要最高被加热至约 800°C ,而高温加热又伴随着结焦的产生且很难避免^[9],结焦的生成进一步限制了热沉水平的充分利用,同时发展结焦抑制技术也增加了吸热型碳氢燃料研制的难度。其次,发动机周向加热不均匀,造成通道间冷却用燃料流量存在偏差,进一步造成了燃料流量的浪费。再者,超燃冲压发动机变马赫数飞行、变燃烧释热等大范围变工况工作,使得热载荷水平及峰值热流位置发生变化,针对单一工况设计的冷却流路,很难满足变工况范围内燃料热沉释放与热载荷达到最佳的匹配,不能充分利用燃料在每一个温区内的热沉能力,从而造成冷却用燃料流量的浪费。

因此,对于主动热防护方案,燃料热沉充分利用

受多方面因素限制;主动热防护系统需要设计得十分精巧,才有可能在大范围变工况范围内均实现燃料热沉的充分利用,但冷却流路和冷却通道在变工况过程中是不变的,这使得主动热防护方案鲁棒性差;并联管热偏差导致的流量偏差等,会进一步造成燃料热沉的浪费;再结合超温保护控制裕度等方面考虑,会进一步降低主动热防护方案的设计裕度,实现全工况冷却用燃料与燃烧用燃料流量 1:1 冷却将十分困难。

被动热防护方案指的是发动机采用耐高温材料或表面喷涂耐高温、耐烧蚀的涂层,从而提高燃烧室的壁面温度,减小燃烧室和壁面的换热,有效保护发动机的机体。被动热防护技术面临的最大问题是被动材料的耐温极限很难满足发动机放热需求,而目前被动材料氧化及振动使得强度下降,导致被动热防护超燃发动机很难长时间工作。此外,被动热防护的研究表明,目前最为先进的被动防热复合材料 C/SiC 在 $Ma 8$ 飞行状态只能进行一次性的实验 ($< 20 \text{ min}$)^[2],不能重复使用。单纯被动热防护方案,对被动材料要求苛刻^[10],在超燃冲压发动机燃烧室工作条件下不适合长时间工作。

综上所述,单纯依靠主动热防护或单纯依靠被动热防护,都很难满足超燃冲压发动机高马赫来流、长时间飞行、大范围变工况和超声速燃烧释热等带来的热防护需求。能否充分利用主/被动热防护的各自优点,有机结合主动热防护和被动热防护二者的技术优势,减低二者各自的设计难度,有可能以最小代价实现高马赫数及长时间工作的超燃冲压发动机研制。

3 主被动复合热防护方案设计内涵

上面提出的主被动复合超燃冲压发动机热防护设计方法,旨在综合主/被动热防护各自的技术优势,充分利用主动热防护和被动热防护各自的优点,二者优势互补,降低了高马赫数及长时间工作的超燃冲压发动机的研制难度。该热防护技术采用主动与被动热防护技术相结合的方式,使之区别于以往的热防护技术,具有其独特的内涵:燃料作为被动材料背侧的冷却剂,与被动材料共同承担热载荷,降低被动材料的耐热温度要求,并延长被动材料的使用寿命;选用比金属材料耐温高的被动材料作为壁面材料,通过提高壁面材料许用温度,来降低传向冷却剂侧的热流水平,进而降低对燃料热沉需求水平。主被动复合热防护方案示意图如图 1 所示。

在现有的燃料热沉和被动材料体系下,主被动复

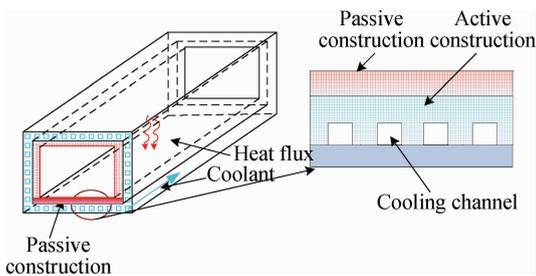


Fig. 1 Schematic diagram of active and passive combined thermal protection structure

合热防护方案以燃料作为冷却剂与被动材料共同承担发动机飞行过程中产生的热载荷,相比于纯主动方案,对燃料热沉的需求大大降低,已有碳氢燃料预期就能满足冷却需求。由于耐温要求均由被动材料承担,对主动材料的耐温需求大大降低,可选用更为轻质的金属材料,这将有利于降低防热结构重量。相比于纯被动方案,燃料的热沉能力也得了充分利用;同时,燃料被加热后,还有利于获得更高的燃烧性能。由于被动材料耐热温度的降低,对被动材料研制难度大大降低,备选材料范围大大扩大。对此直接的体现为超燃冲压发动机飞行马赫数的增加,如图 2 所示,随着飞行 Ma 逐渐升高,超燃冲压发动机可能的热防护方案分别为被动热防护、主动热防护碳氢燃料、主被动复合热防护碳氢燃料及主动热防护氢燃料。

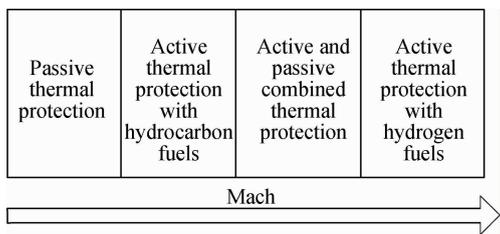


Fig. 2 Possible thermal protection program in different Mach

4 主被动复合热防护方案总体设计原则及设计结果分析

4.1 主被动复合热防护总体设计原则

主被动复合热防护方案的核心设计原则在于主动防热措施和被动防热措施所分担的热载荷比例。燃料(即冷却剂)与被动材料共同承担热载荷,所面临的核心问题是热载荷如何分配,即冷却剂和被动材料各自承担多少的热量,如何选择被动材料的类型和厚度成为主被动复合热防护方案设计的关键部分。

图 3 为主被动复合热防护总体设计的思路,在当前超燃冲压发动机主动热防护的热流水平下,评估被动结构分担不同热载荷时的壁面温度水平,分析其在降低燃烧室热流水平方面的优势。通过确定被动结构承担热载荷比例,获得被动材料的导热系数和厚度之间的关系,给出被动结构的合理厚度,其导热系数以及耐热温限从现有材料体系里选取。

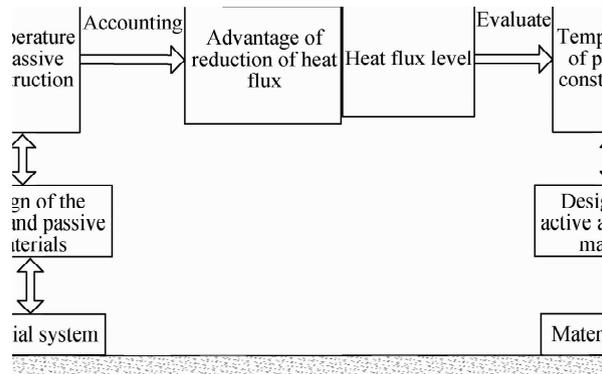


Fig. 3 Schematic diagram of overall design approach for active and passive combined thermal protection structure

4.2 主被动复合热防护总体方案参数设计方法

主被动热防护复合的超燃冲压发动机壁面传热过程如图 4 所示,整个传热过程分为高温燃气与被动材料之间的对流换热、被动层导热过程、主动层导热过程以及主动层和冷却剂的对流换热过程。这里为分析方便,忽略了被动层与主动层之间的导热,假设被动层与主动层接触良好。

定义主被动复合热防护方案下的燃烧室热流密度为 q_{wp} ,相同飞行工况下主动热防护方案下燃烧室的热流密度为 q_{wa} ,定义热载荷比例系数 α ,表示主被动复合之后的热流密度和主动热防护条件下热流密度的比值

$$\alpha = q_{wp} / q_{wa} \quad (1)$$

如已知主动层靠近燃烧室侧的壁面温度 T_{wa} ,主动侧壁面材料导热系数 λ_a ,热流密度、高温燃气温度以及换热系数,可得到被动结构靠近燃烧室侧的壁面温度 T_{wp} 和主动热防护结构的冷却侧壁面温度 T_{wc} 。

高温燃气与被动层的对流换热关系式为

$$q_{wp} = h_g (T_g - T_{wp}) \quad (2)$$

被动层壁面导热关系式为

$$q_{wp} = \lambda_p (T_{wp} - T_{wa}) / \delta_p \quad (3)$$

主动层壁面导热关系式为

$$q_{wp} = \lambda_a (T_{wa} - T_{wc}) / \delta_a \quad (4)$$

在确定了主动层与被动层分担热载荷比例系数的条件下,主被动复合热防护方案设计参数选取的核心就在于确定被动层的厚度和被动层材料导热系数。根据式(1)~式(4),可求出在不同热流条件下以及不同的被动层厚度 δ_p 下的导热系数 λ_p 和被动层温度 T_{wp} 分别为

$$T_{wp} = T_g - \alpha q_{wa} / h_g \tag{5}$$

$$\lambda_p = \delta_p \alpha q_{wa} / (T_{wp} - T_{wa}) \tag{6}$$

4.3 主被动复合热防护总体方案设计结果

选取典型工况发动机内部热环境参数, $Ma = 6.5$, 当量比0.5时的工况, 燃烧室燃烧气体的温度为 $T_g = 1700K$, 燃烧室侧高温燃气与燃烧室壁面之间的对流换热系数取热流密度较高区域对应的平均对流换热系数 $h_g = 2200W/(m^2 \cdot K)$, 主动冷却下的最高热流密度为 $q_{wa} = 1.6MW/m^2$ 。计算中作如下假设: 增加被动热防护层之后, 高温侧燃气的气流参数保持不变, 高温燃气与被动层之间的换热系数也保持不变, 被动热防护结构靠近主动侧的壁面温度和相邻主动侧的壁面温度保持一致。

由于在不同飞行工况下, 发动机最高热流密度和最高壁面温度所对应的位置不尽相同, 为了给主动结构最高壁面温度留有一定的设计裕度, 将最高热流密度对应下的主动层靠近燃烧室侧温度设为 $T_{wa} = 800K$ 。由式(5), 式(6)可得不同 α 下的被动层靠近燃烧室侧的壁面温度, 以及所对应的被动层厚度和导热系数关系。

图5给出了不同热流密度分担比例下的被动层靠近燃烧室侧的内壁面温度变化关系, 从图中可见, 随着比例系数的升高, 对被动层材料许用温度的要求

降低, 比例系数越高说明被动层承担的热载荷越小, 主被动复合和主动热防护的热流密度越接近, 反之, 被动层材料工作温度越高, 比例系数越小说明被动层承担的热载荷越大, 对燃料热沉的需求越低。因此, 需要根据设定的被动层承担的热载荷比例来选择合适的被动材料。

图6为不同被动层厚度下, 被动材料导热系数随热流密度分担比例的变化关系。当被动层厚度不变时, 所选被动材料导热系数越低, 被动层承担的热载荷越高, 对燃料热沉的需求就降低; 当比例系数不变时, 即被动层承担的热载荷相同, 导热系数与壁面厚度呈现相同的趋势, 厚度越大允许使用的材料的导热系数越大。结合图5和图6可以看出, 当确定被动层承担的热载荷之后, 通过这种方法可以确定被动层导热系数和被动层的大致范围。

主被动复合热防护技术中被动结构直接与高温燃气接触, 要考虑其耐高温、抗氧化、耐腐蚀特性, 并且要具有一定的强度要求。在SiC基体中引入BN是比较常见的一种提高抗热震性能的方法, 这样得到的复合陶瓷的导热系数也比较小。有研究表明, 在引入BN虽然能获得抗热震性能比较好的复相陶瓷材料, 而且耐热温度比较高(约为2100℃), 但材料的力学性能普遍变差, 尤其是强度有较大幅度下降, 而且抗氧化性也会有所降低^[11]。超燃冲压发动机燃烧室内部的燃烧过程复杂, 燃气温度很高, 如果复合材料表面容易被氧化, 会大大降低材料的耐热温度及使用寿命。在实际的被动结构加工过程中, 也发现SiC/BN复合陶瓷材料的强度不够, 不符合超燃冲压发动机的使用需求。

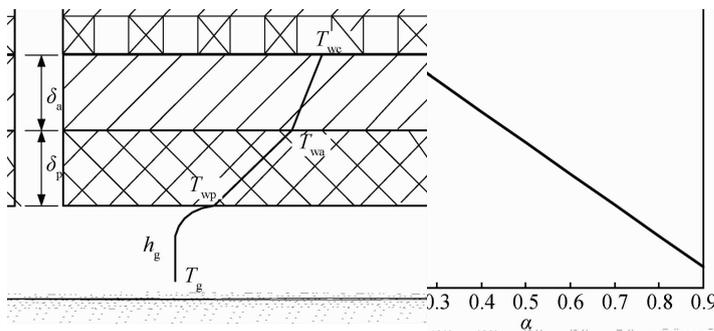


Fig. 4 Schematic diagram of heat transfer for active and passive combined thermal protection structure

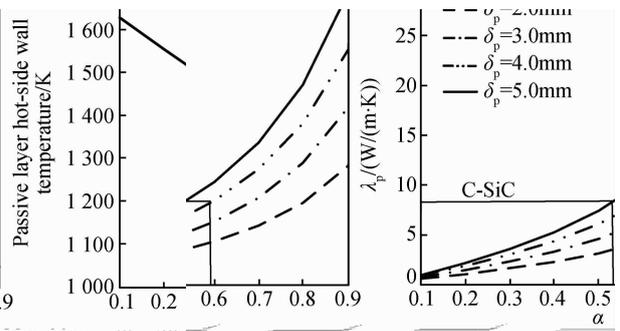


Fig. 5 Passive layer hot-side wall temperature with different α

Fig. 6 Thermal conductivity and thickness of passive layer with different α

Table 1 High temperature materials and physical properties ^[12]

Material	T_p/K	$\lambda_p/(W/(m \cdot K))$	$\rho_p/(kg/m^3)$
Nb/Si	1470	50.0	6900
Cr/Ni/Fe	1100	20.0	8190
SiC/SiC	1640	17.3	2900
C/SiC	1810	8.7	2000

表1给出了强度性能较好的耐高温材料的耐热温限及导热系数等力学性能参数,表中可见,常见的可用于超燃冲压发动机热环境的耐高温材料的导热系数变化范围很大,针对高马赫数下运行的超燃冲压发动机,被动结构既要承担较大的热载荷又要限制其厚度来减轻质量惩罚,就需要被动材料的导热系数相对较小而且耐热温限也要高,为了减小质量惩罚密度也要相对较小,因此选取C/SiC为主被动复合热防护下的被动结构材料相对合适。表中可见,C/SiC的导热系数为 $8.7W/(m \cdot K)$ 左右,密度为 $2000kg/m^3$,相对镍基高温合金钢的 $8190kg/m^3$,C/SiC属于轻质耐高温材料的范围。

针对设计工况,如果将主动热防护的热载荷减小50%左右,由图6所示,所需复合材料的导热系数范围为 $3 \sim 8W/(m \cdot K)$,选取C/SiC复合材料,厚度4mm时,大致可将马赫6.5当量比0.5工况下的热流密度降低42%。厚度为5mm时,如果按降低热流50%设计,总体设计时主动层高温侧壁面温度定为800K,为主动层壁面材料的选取留了一定的余量,如果厚度为5mm,主动层材料温度将会更低,这样就可以选取耐热温度更低、轻质的金属材料,这将有助于降低热防护结构重量。

5 结论

通过本文研究,得出以下主要结论:

(1) 主被动复合热防护方案作为一种新型的热防护方案具有如下优点,由于采用冷却剂与被动材料共同承担热载荷,可有效降低被动材料的耐热温度需求,并延长了被动材料的使用寿命;当选用耐温高的被动材料作为壁面材料,通过提高壁面材料许用温度,来降低传向冷却剂侧的热流,进而降低对燃料热沉的需求。

(2) 热载荷合理分配是主被动复合热防护技术面临的主要问题,根据主被动复合热防护总体设计原则讨论了热载荷分担比例系数和被动材料的耐温极限、导热系数、厚度之间的关系,初步分析认为C/SiC

是主被动复合热防护方案的优选被动层材料,对比分析表明:主被动复合热防护技术更适合用作高马赫数、长时间飞行的隔热方案。

参考文献:

- [1] Ma Q S, Liu H T, Pan Y, et al. Research Progress on the Application of C/SiC Composites in Scramjet [J]. *Journal of Inorganic Materials*, 2013, 28(3):247-255.
- [2] Urbano T, Michele G. Approximate Trajectories for Thermal Protection System Flight Tests Mission Design [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2007, 44(5).
- [3] Wishart D P. Design, Fabrication and Testing of an Actively Cooled Scramjet Propulsion System[R]. *AIAA 2003-15*.
- [4] 谢俊,郝英立. 超燃冲压发动机热环境与热防护[C]. 南京:江苏省工程热物理学会第四届学术会议, 2009.
- [5] Ulas A, Boysan E. Numerical Analysis of Regenerative Cooling in Liquid Propellant Rocket Engines[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2011.
- [6] Wennerberg J C, Anderson W E, Haberlen P A, et al. Supercritical Flows in High Aspect Ratio Cooling Channels[R]. *AIAA 2005-4302*.
- [7] Fischer A. Future Fuel Heat Sink Thermal Management System Technologies[R]. *AIAA 2006-4026*.
- [8] Willard C, Giel D, Raffoul C. Scramjet/Ramjet Design and Integration Trade Studies Using SRHEAT. [R]. *AIAA 2009-5184*.
- [9] Bagley S P, Wornat M J. Identification of Five-to Seven-Ring Polycyclic Aromatic Hydrocarbons from the Supercritical Pyrolysis of N-Decane [J]. *Energy & Fuels*, 2011, 25(10): 4517-4527.
- [10] 李志永,李立翰,郑日恒,等. 针刺预制体分层对燃烧室C/C-SiC热防护结构的影响[J]. *推进技术*, 2011, 32(5). (LI Zhi-yong, LI Li-han, ZHENG Ri-heng, et al. Effects of Delamination of Needled Perform on Thermal Insulation of C/C-SiC Chamber[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2011, 32(5).)
- [11] Fellner M, Supancic P. Thermal Shock Failure of Brittle Materials, Fractography of Advanced Ceramics [J]. *Key Engineering Materials*, 2002, 223: 97-106.
- [12] Valdevit L, Vermaak N, Hsu K. Design of Actively Cooled Panels for Scramjets[R]. *AIAA 2006-8069*.

(编辑:朱立影)