



CSTAM 2008-0021

高超声速推进热结构轻量化设计与安全 评估

宋宏伟，黄晨光，范学军，仲峰泉

中国科学院力学研究所

中国科学院高超声速科技中心

第一届高超声速科技学术会议

2008年12月28-30日 云南·丽江

高超声速推进热结构轻量化设计与安全评估

宋宏伟, 黄晨光, 范学军, 仲峰泉

(中国科学院力学研究所, 北京, 100190)

摘要 “轻量化”与“热防护”要求对高超声速推进系统的结构设计提出了新的挑战。本文综述了超燃冲压发动机结构分析与设计中需要考虑的热环境获取与热结构响应, 常用的热防护材料与结构, 并重点对超轻多孔材料复合结构进行了论述。本文还介绍了中国科学院高超中心成立以来在热结构分析领域的研究进展, 针对采用主动冷却的超燃冲压发动机进行了初步热结构分析与设计, 提出了安全评估方法, 并以此方法为依据比较了采用不同材料、不同结构厚度时发动机热结构的安全性能。

关键词 高超声速推进, 冲压发动机, 热防护, 多孔材料, 轻量化

引言

高超声速飞行技术是人类征服天空和宇宙空间所迈出的具有里程碑意义的一步, 是当今世界上各领域高技术、新材料研究最集中的体现, 是维护国家安全所必须占据的“制高点”。目前国际上掀起高超声速研究的新一轮热潮。在成功试飞了马赫数在 7~10 的 X-43 验证机后, 美国国防部近期(2007年)又开始发展更易实用化的 X-51A 高超声速巡航飞行器, 可在 2 小时内实现全球打击。高超声速技术的发展必将对未来军事发展战略、空间技术、武器体系乃至整个人类社会的科学技术进步产生重大影响。

“热防护”和“轻量化”要求对高超声速推进系统的结构设计及安全评估提出了新的挑战。高超声速飞行器在工作状态下承受非常复杂的气动热、气动力和超燃热载荷的联合作用, 结构表面的热流密度可高达 $10^5 \sim 10^6 \text{ W/m}^2$, 燃烧室的热流密度达到 10^6 W/m^2 。如此极端的热环境对发动机的防/隔热设计提出了苛刻的要求。同时, 为了使高超声速飞行器获得高机动性、大推比和长航程, 必须对冲压发动机的热结构进行轻量化设计。“热防护”与“轻量化”这对矛盾凸显出安全评估在高超声速热结构分析中的重要性。在高超声速极端热环境下结构的可靠性如何评估, 安全系数和许用应力如何确定, 迄今鲜有报道。

1 热环境与热结构响应

热环境预测是进行热结构分析和热防护设计的前提。高超声速下的热环境包括附体流和分离流热环境; 层流和湍流热环境; 单相和多相热环境; 壁面有质量引射和化学反应热环境等^[1]。复杂的热环境使得结构承受的热载荷具有非定常、非均匀等特点, 很难精确预测。现阶段气动热计算主要有三种方法^[2]: (1) 纯粹的数值方法, 即直接求解NS方程及其近似形式; (2) 完全的工程方法, 由经验公式获得; (3) 数值与工程结合法, 通常采用边界层外的无粘数值求解和边界层内的工程方法相结合。

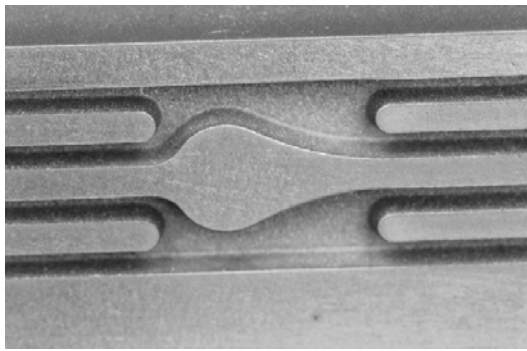
高超声速热环境条件下的热结构响应研究是进行热防护设计必须考虑的因素。材料的强度极限和弹性模量随温度升高而迅速下降, 导致结构的承载能力降低; 气动与燃烧的快速加热使结构形成较大的温度梯度, 产生的热应力与机械应力耦合, 进一步影响结构的承载能力; 结构在高温下的刚度退化会破坏气动外形, 降低固有频率, 形成颤振即气动热弹性问题。为满足轻量化设计要求, 热结构通常选择薄壁结构, 振动响应显得尤其重要。

2 热防护系统的材料与结构选择

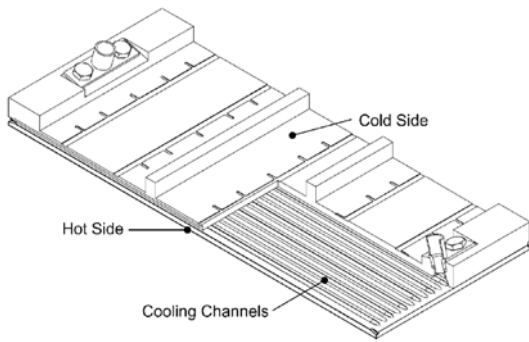
2.1 热防护系统方案

高超声速飞行极端的热环境要求必须从材料和结构一体化的角度进行热防护设计。热防

护系统通常可采用被动隔热方案、半被动隔热方案和主动隔热方案^[3-5]。在被动隔热方案中，热量主要通过热传导和辐射传递，主要采用热沉结构、热结构和隔热结构等形式。半被动隔热方案可采用热管结构和烧蚀结构等形式。由于烧蚀会改变表面形状而影响气动性能，通常在高超音速飞行中采用非烧蚀材料。在主动隔热方案中，绝大部分热量由冷却介质以强迫对流的形式带走，它包括发汗冷却、薄膜冷却和对流冷却等方式。近年来发展的再生冷却结构，通常冷却剂就是燃料本身，冷却剂带走的热量用于预热燃料。图 1 给出具有主动冷却的两个热防护结构的例子^[6]。



(a) 燃料主动冷却的Inconel面板



(b) 燃料冷却的C/SiC结构

图 1 主动冷却结构^[6]

2.2 材料的选择

超高温隔热材料主要有难熔金属、陶瓷复合材料、改性的碳/碳复合材料等。其中，陶瓷复合材料、碳/碳和碳/碳化硅复合材料是超高温隔热材料的发展方向^[4]。根据实际需要可选择不同的热结构形式，例如，大面积的机体可采用金属或金属基复合材料热结构或面板加隔热层结构；在较高温区可考虑采用碳/碳、碳/陶瓷或高温合金、钛铝化合物、金属基复合材

料面板结构；在较低温区则可考虑采用钛合金、钛铝化合物或钛基复合材料热结构等^[5]。

3 多孔材料复合热防护结构

多孔材料 (cellular solids) 是近年来发展起来一类重要的结构材料。多孔材料不仅具有很高的比强度和比刚度，而且具有优良的隔热性能，这使得超轻多孔材料复合结构成为同时满足“轻量化”和“热防护”设计要求的有效途径。实际上，第三代金属热防护结构—超合金蜂窝夹层结构，就是一种预封装的多孔材料复合结构，其上表面为 Inconel 617 蜂窝夹层板，下表面为轻质钛合金蜂窝夹层板，中间金属盒中填充轻质绝热的隔热毡。近年来正在探索的多相复合隔热机制也证明了采用多孔材料复合结构作为热防护结构具有独特的优势。所谓多相是指固/气二相或固/液/气三相，气相和液相通常具有比固相更为有效的隔热机制。采用超轻多孔材料复合结构可以方便的实现多相隔热，例如在多孔结构中通入冷却液等。

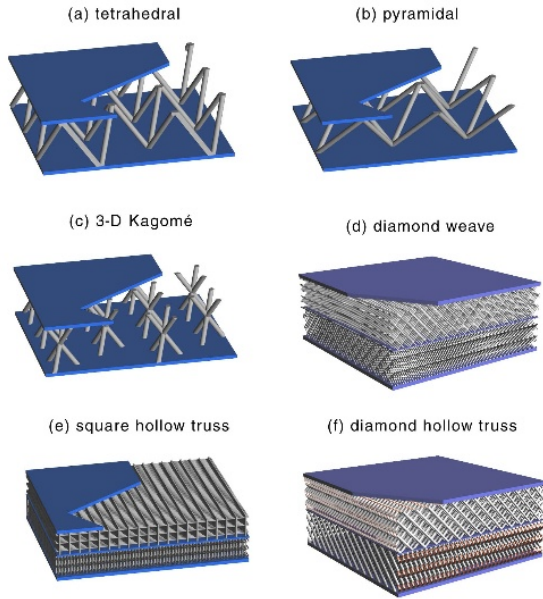
3.1 拓扑参数选择与设计

如图 2 所示，多孔材料 (包括三维点阵) 复合结构的细观拓扑形式众多。按胞孔形态可划分为无序 (stochastic) 和周期 (periodic) 两大类，分别以泡沫金属和蜂窝结构为代表。由于蜂窝结构的性能稳定，因此应主要针对高温合金蜂窝复合结构进行拓扑参数的选择与设计，研究胞孔形状、胞孔大小和壁厚等胞孔形态对蜂窝结构的比强度、比刚度和传热性能的影响。采用高温合金蜂窝复合结构可对高超声速飞行器的次承力/次承热结构进行轻量化与热防护设计。例如，发动机上的加强筋主要用于增加结构的整体刚度，其承受的热载荷相对较低，在轻量化设计中作为主要减重对象。将加强筋设计中中空薄壁结构，并采用具有高比强度、高比刚度和高隔热性的高温合金蜂窝或泡沫材料填充加强筋，使之既具有热防护功能，又能保证一定的刚度和强度，还可大大降低结构的重量。

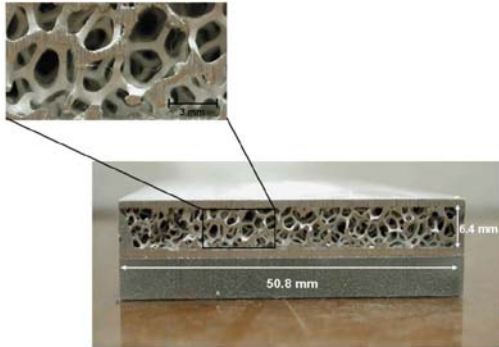
3.2 多孔材料复合结构热防护的尺寸效应

以蜂窝复合结构为例，在热/力载荷下具有独特的尺寸效应。一方面，蜂窝结构的边界效应使其表观强度和模量随尺寸增加而增大；另

一方面，薄壁结构的尺寸变化会引起蜂窝边界层约束的改变。在多孔材料复合结构热防护设计众，也要考虑热/力载荷下的尺寸效应。通过研究高温环境中的典型载荷条件下（压缩、剪切和三点弯曲）结构尺寸参数改变对力学性能的影响规律，以热结构的轻量化设计为目标，研究包括盖板厚度，蜂窝截面、厚度、高度等参数的匹配关系。



(a) 几种典型的拓扑结构



(b) 开孔泡沫铝夹层结构

图2 多孔材料复合结构^[7]

3.3 多孔材料复合结构的高温可靠性

在恶劣的飞行环境中，高温合金蜂窝热防护系统可能面临多种形式的损伤，例如，连接螺栓的松动甚至脱落，蒙皮的开裂、烧毁，结构的温度过高，涂层的破损，面板的开裂等等。为此，需要研究高温合金蜂窝复合结构在模拟热环境下的温度场、应力和变形，进行结构与材料的轻量化与热防护的一体化设计，使

其在高超声速飞行热环境中满足强度、刚度、重量和隔热要求。

4 热结构分析初步结果

高超声速推进技术的研究一直是中国科学院力学研究所的重要领域和方向，并做出了有特色的研究成果^[8]。在中国科学院高超中心的推动下，又在燃烧室主动冷却热防护结构方面走在了前列^[9,10]。在高速飞行复杂流动数值模拟等方面也取得了突出的成果。这些研究对于获取准确的热环境与热载荷，从而实现热结构分析与设计一体化打下了坚实基础。

计算流体力学与计算结构动力学相耦合的流场-热-结构一体化分析与设计是高超声速飞行器热结构分析与设计的发展方向。对于简单的结构，可以采用工程方法近似求解热流密度，如Eckert参考焓法^[11,12]和Fay-Riddell驻点分析法^[13]。对于复杂的结构，则需要通过试验测量与CFD数值模拟研究提取气动热与超燃载荷，获得发动机主体结构的温度、热流等边界条件和载荷条件。在高超声速飞行条件下，三面压缩进气道存在激波与边界层的相互作用，激波与激波相互干扰，真实气体效应等，很难准确的估算热边界条件。本文采用工程方法和数值与工程结合这两种方法，获取发动机结构的热边界条件。

方法一：工程方法

$$\begin{aligned} \dot{q} &= S_t \rho_e V_e (H_r - H_w) \\ &= 0.0296 \text{Pr}^{-2/3} \rho_e V_e \left(\frac{\mu^*}{\mu_e}\right)^{0.2} \left(\frac{\rho^*}{\rho_e}\right)^{0.8} \text{Re}_x^{*-0.2} (H_r - H_w) \end{aligned} \quad (1)$$

方法二：数值与工程结合法

$$\begin{aligned} \dot{q} &= S_t \rho_e V_e C_p \{T_r(x, y) - T_w(x, y)\} \\ &= h(T) \{T_r(x, y) - T_w(x, y)\} \end{aligned} \quad (2)$$

两种方法的主要区别是：公式(1)中的参数均由工程方法如参考焓法确定，并采用第二类边界条件加载在进气道结构上；公式(2)中的换热系数 $h(T)$ 通过工程方法获得，近壁面气体温度 $T_r(x, y)$ 由CFD数值计算结果获得，采用第三类边界条件加载。

图 3 是热结构分析有限元模型，发动机主体结构采用镍基高温合金。图 4 是上述两种方法获得的进气道顶板中线热流的比较，其中采用修正的数值与工程结合方法更能真实反映复杂结构的二维热流分布。燃烧室采用煤油主动

冷却的结构设计，图 5 是燃烧室壁面结构和槽道的边界条件和热流载荷。图 6 给出在 Ma 5.05 下发动机结构从 4s 到 32s 时燃烧室的底板和顶板中线的瞬态温度响应。

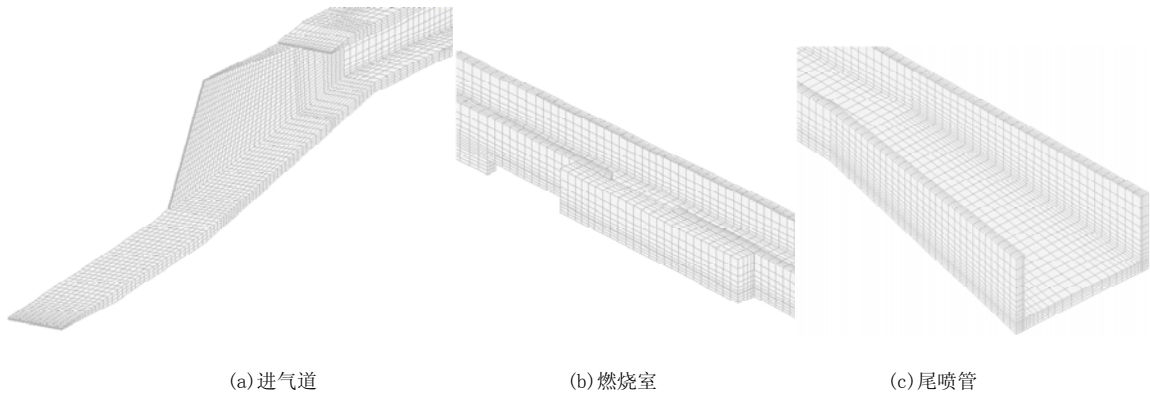


图 3 超燃冲压发动机热结构分析有限元模型

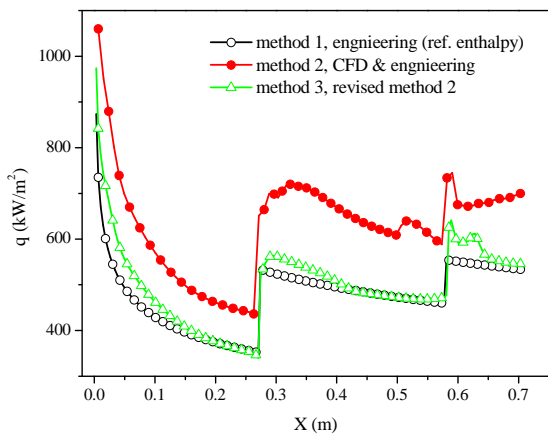


图 4 采用不同方法获得的进气道热流比较

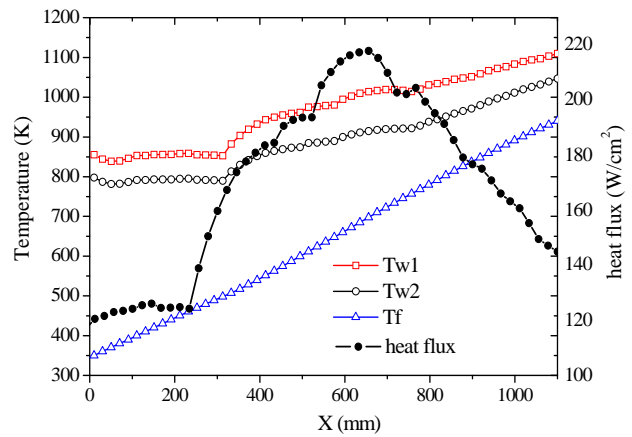
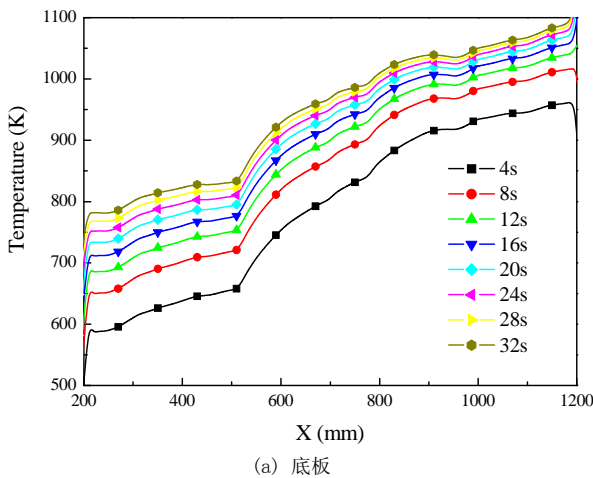
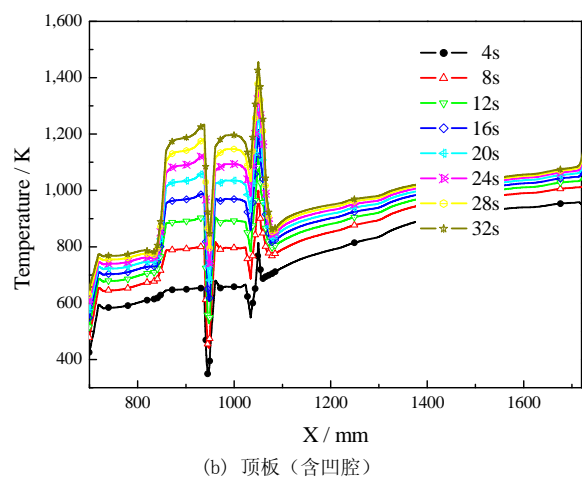


图 5 燃烧室边界条件与热流载荷

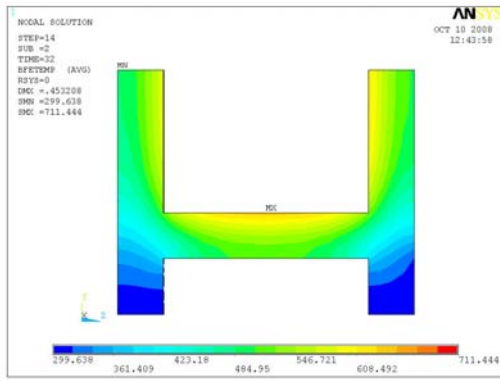


(a) 底板

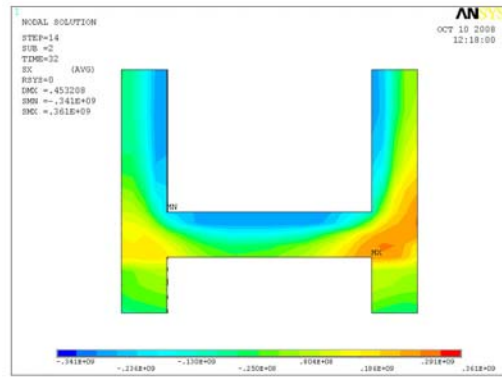


(b) 顶板 (含凹腔)

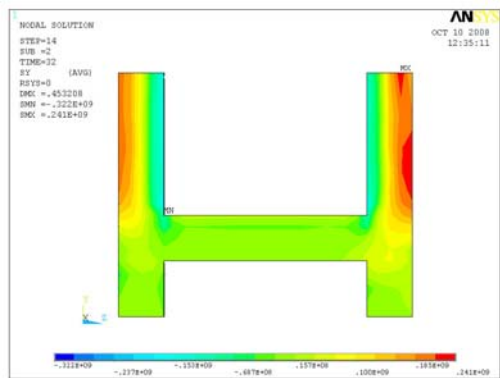
图 6 燃烧室的瞬态温度响应 (t=0-32s)



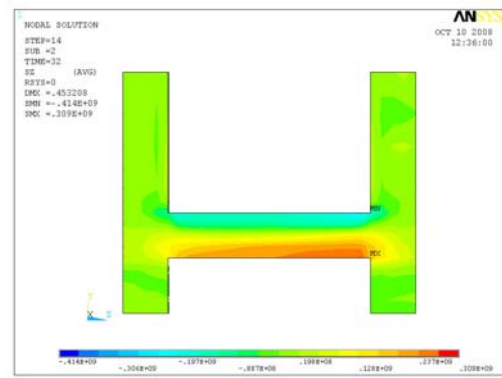
(a) 温度



(b) x向应力



(c) y向应力



(d) z向应力

图7 进气道与燃烧室连接界面处温度与应力分布 (t=32s)

5 热结构设计安全评估

依据瞬态热分析的结果可以求解发动机结构的应力场。图7给出进气道与燃烧室连接界面处温度与应力分布。结构设计的一项重要手段是进行安全评估，用以指导材料选择和结构尺寸。本文采用无量纲化的等效应力考察结构内的应力水平：

$$\sigma_e^* = \frac{\sigma_e}{\sigma_s} = \sqrt{\frac{1}{2} \left[(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2 \right]} \quad (3)$$

其中 σ_1 、 σ_2 、 σ_3 为主应力， $\sigma_s(T)$ 为 T 温度下材料的屈服应力。材料高温区的屈服应力要远小于低温区，因此采用了温度相关的材料属性。无量纲等效应力小于 1 时，没有发生塑性变形，设计的目标是降低无量纲等效应力水平及 $\sigma_e^* > 1$ 结构的体积百分比。图8和图9分别是采用两种不同高温合金材料和不同结构厚度设计时发动机安全性能比较。其中横坐标为无量纲等效应力，纵坐标为小于该无量纲等效应力结构的体积百分比。

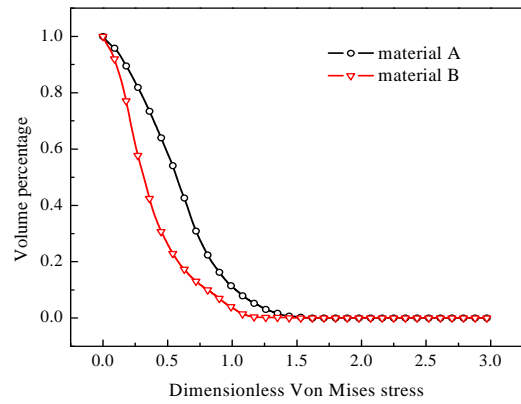


图8 两种不同材料安全性能比较

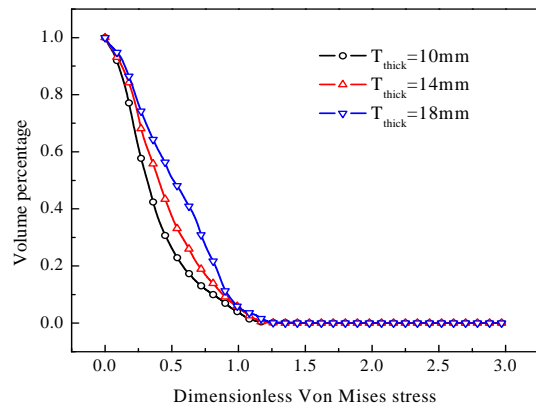


图9 不同结构厚度的安全性能比较

6 结论

高超声速推进系统是使飞行器获得高机动性、大推比和长航程的关键, 必须从材料和结构一体化的角度进行热防护系统的设计。其中, 采用超轻多孔材料复合结构是同时满足“轻量化”和“热防护”要求的有效途径。同时, 需要发展计算流体动力学与计算结构动力学相耦合的热环境/结构分析与设计方法; 开展热结构轻量化设计和安全评估方法研究。高超声速技术的发展已有 50 余年的历史, 但目前很多研究仍处于探索阶段, 每一个突破性的研究成果将都把人类社会带到一个新的高度。

致谢

感谢张新宇研究员, 武晓雷研究员, 陈立红研究员, 岳连捷副研究员, 吴彬副研究员在研究工作中有益的探讨和帮助; 本文的部分计算结果由章凌, 纪科星两位研究生完成。

参考文献

- 1 姜贵庆, 刘连元. 高速气流传热与烧蚀热防护. 北京: 国防工业出版社. 2003.p5
- 2 吕丽丽, 高超声速气动热工程算法研究. [硕士学位论文]. 西北工业大学. 2005.
- 3 Bertin JJ, Cummings RM. Fifty years of hypersonics: where we've been, where we're going. *Progress in Aerospace Sciences* 2003. 39(6-7): 511~536.
- 4 杨亚政, 杨嘉陵, 方岱宁. 高超声速飞行器热防护材料与结构的研究进展. *应用数学和力学* 2008.
- 5 史丽萍, 赫晓东. 可重复使用航天器的热防护系统概述. *航空制造技术* 2004. 7: 80~82.
- 6 Jackson TA, Eklund DR, Fink AJ. High speed propulsion: Performance advantage of advanced materials. *Journal of Materials Science* 2004. 39 (19): 5905~5913.
- 7 Salas KI, Waas AM. Convective heat transfer in open cell metal foams. *Journal of Heat Transfer-Transactions of the ASME* 2007. 129 (9): 1217~1229.
- 8 洪友士. 力学研究所五十年. 力学所内部报告 2005.
- 9 Fan XJ, Yu G, Li JG, et al. Effects of entry conditions on cracked kerosene-fueled supersonic combustor performance. *Combustion Science and Technology* 2007.179(10):2199~2217.
- 10 Fan XJ, Yu G, Li JG, et al. Combustion and ignition of thermally cracked kerosene in supersonic model combustors. *Journal of Propulsion and Power* 2007, 23(2):317~324.
- 11 Eckert ERG. Engineering relations for friction and heat transfer to surfaces in high velocity flow. *Readers' Forum* 1955. 565.
- 12 Ho SY, Paull A. Coupled thermal, structural and vibrational analysis of a hypersonic engine for flight test. *Aerospace Science and Technology* 2006. 10 (5): 420~426.
- 13 Fay JA, Riddell FR. Theory of stagnation point heat transfer in dissociated air. *Journal of the Aeronautical Sciences* 1958. 25(2): 73~85.

THERMAL-STRUCTURAL ANALYSIS AND LIGHT-WEIGHT DESIGN OF HYPERSONIC PROPULSION SYSTEM

SONG Hongwei, HUANG Chenguang, FAN Xuejun, ZHONG Fengquan
(Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract “Light weight” and “thermal protection” requirements call for new challenge to the structural design of hypersonic propulsion system. The paper summarized several important issues in the thermal-structural analysis and design of scramjet, including thermal environment acquirement, aero-thermo-structural response, materials and structures of thermal protection system, and special attention was given to the ultralight cellular materials and their composite structures. The paper also reviewed the recent progress in the thermal-structural analysis of scramjet since the foundation of “Hypersonic Research Center CAS”, and gave some preliminary results. A safety evaluation method was proposed, and the safety issue of thermal-structural design with different material system and different wall thickness was evaluated.

Keywords hypersonic propulsion, scramjet, thermal protection, cellular materials, light-weight design