

高超声速飞行器多物理场耦合及热防护 技术研究综述

郑玲, 左益芳, 孟繁童, 曾鹏云

(重庆大学 机械传动国家重点实验室, 重庆 400044)

摘要: 主要对国内外近年来在解决流热固多场耦合以及热防护问题方面所做的研究和所采用的分析方法进行论述和总结, 对各类研究方法的优缺点和适用范围进行分析和评价, 为从事多场耦合问题及热防护技术的研究人员提供一定理论支持。

关键词: 多场耦合; 高超声速飞行器; 气动热; 热防护

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2018.11.011

中图分类号: TG178 **文献标识码:** A

文章编号: 1672-9242(2018)11-0060-05

Review on Multi-physics Field Coupling and Thermal Protection Technology for Hypersonic Vehicles

ZHENG Ling, ZUO Yi-fang, MENG Fan-tong, ZENG Peng-yun

(State Key Laboratory of Mechanical Transmission, Chongqing University, Chongqing 400044, China)

ABSTRACT: This paper mainly discussed various analysis methods used in solving the problem of multi-field coupling and thermal protection of flow-heat-solid in recent years. Besides, advantages and disadvantages of various research methods and the scope of their application were also analyzed and evaluated to provide theoretical support for researchers engaged in multi-field coupling and thermal protection.

KEY WORDS: multi-physics field coupling; hypersonic vehicle; pneumatic heating; thermal protection

1 国内流热固多场耦合问题研究进展

飞行器在以高超声速飞行时, 空气层会在其前端被强烈压缩, 并与飞行器剧烈摩擦, 进而产生一个高温高压的热环境, 这就是常说的气动加热现象。新一代高超声速飞行器(飞行速度大于5马赫)对速度的追求不断提高, 其气动加热问题也随之变得愈加突出。高超声速飞行所导致的气动加热现象将引起结构温度场的变化, 进而改变结构的刚度、应力及模态, 这些难点都极大地增加了高超声速飞行器设计的难度。此外, 高超声速飞行器飞行时, 飞行器内部结构的热响应与外部流场的气动加热现象之间存在强烈

的耦合作用。因此, 有必要建立基于流场、热场及结构场多物理场耦合分析的数值方法。

高超声速飞行器的多场耦合特性给研究人员带来了极大的困难, 早在1958年, Roger就提出了气动热弹性问题, 并对各物理量间的耦合关系进行分析, 如图1所示^[1]。

通过只考虑各物理因素的强耦合关系, 并忽略其弱耦合关系将问题进行简化, 而简化的前提需要满足以下基本假设: 结构变形所导致的气动热变化很小; 气动弹性耦合为弱耦合, 表现为气动热和气动弹性系统的特征时间不同, 而前者较长; 静气动弹性耦合也为弱耦合, 即由热负荷和稳态压力引起的静态弹性

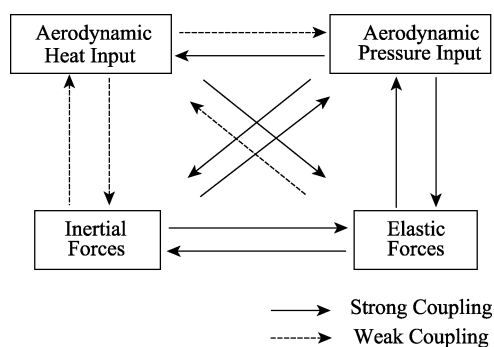


图 1 气动热弹性问题中各物理量的耦合关系

变形对结构的温度场影响很小。考虑到实际情况时,前两个假设条件通常较容易实现,而最后一个假设条件在涉及影响流体特征的大变形下就不再成立了。

1.1 气动力及气动热的数值模拟

气动力、气动热及结构场的耦合属于多学科融合、交叉的科学前沿问题,各物理场的耦合模型和机理均未完全解决,且其物理过程十分复杂并具有高度的非线性特征,故多只能采用数值计算的方式求解。

在对气动力、气动热及结构场的耦合模拟计算中,气动力/热的准确计算是极其重要的一环。

对气动力的计算中,现在主要有工程算法和计算流体动力学(CFD)两大类,两种算法各有其优缺点。工程算法主要包括活塞理论^[2]、非线性活塞理论^[3-5]、激波膨胀波理论、牛顿法等,工程算法的特点是效率较高,但精度不够理想。数值方法主要是通过对 Euler 方程, N-S 方程及其变体形式求解来计算气动力。Nydict^[6]和 Selvam^[7]在计算高超声速壁板颤振的非定常气动力时,分别采用了 Euler 方程、N-S 方程及活塞理论等方法并比较了几种算法的计算结果。张伟伟等将几种算法结合起来用于计算高超声速飞行器机翼的非定常气动力。

气动加热现象的影响因素十分复杂,这也使得对气动热的计算相更加复杂。针对气动热的计算问题,国内外目前主要有三种计算方法:1)纯工程算法;2)纯数值算法,直接对 N-S 方程进行处理,将其简化再

求解;3)基于普朗特边界层理论,边界层内利用工程算法进行估计,而边界层外则采用无粘数值解的形式。三种方法在计算精度和计算效率之间互有取舍。李建林等采用工程算法计算了升力体和乘波体型飞行器的气动热,与数值算法所得到的结果对比得出,两种算法的计算结果比较接近,说明工程算法能满足估算的要求^[8]。吕丽丽等利用边界层理论,通过计算三维 Euler 方程并利用解的局部相似性求得了钝锥和纯双锥有攻角的再入表面热流,与国外文献中的 N-S 方程数值解及风洞试验结果进行对比,其结果符合得很好。黄飞等人分别采用了 N-S 和 DSMC 方法针对高超声速巡航飞行器进行研究^[9]。潘沙等人针对气动热数值模拟中的网格收敛性和相关性进行了分析研究,闫超、李哲君等人研究了 CFD 计算中网格效应和数值格式对气动热热流的影响^[10]。

1.2 流热固多场耦合问题

国内外在对高超声速飞行器流热固耦合问题的研究中,所用到的研究方法和手段大致可以用图 2 描述。目前,除了工程算法和数值模拟之外,还可利用飞行试验或风洞试验对高超飞行器的气动加热问题进行研究。其中,飞行试验当然是综合评价能力最好的手段,但其致命缺陷也很明显:成本太高,且周期很长^[11]。风洞试验是通过对缩比模型进行试验得到原尺寸模型的一些飞行规律。由于飞行器的外形设计和飞行性能的要求越来越高,需要考虑更多复杂因素之间的耦合,这对通过风洞试验正确预测飞行规律提出了严峻考验。工程算法往往被用于总体设计之初,用来估算一些重要参数的理论参考值,定性分析一些普遍的飞行规律和趋势。新一代超声速飞行器的飞行能力大大提高,从而不可避免地产生了很多非线性问题,此时就必须利用数值计算来模拟研究高超声速飞行器相关问题。

数值模拟是研究高超声速飞行器问题的重要研究手段,在计算精度、开发时间、研究成本等方面具有很大优势,在国内得到极大的发展。气动加热/结构传热的数值模拟技术一般分为两类,一类是传统气

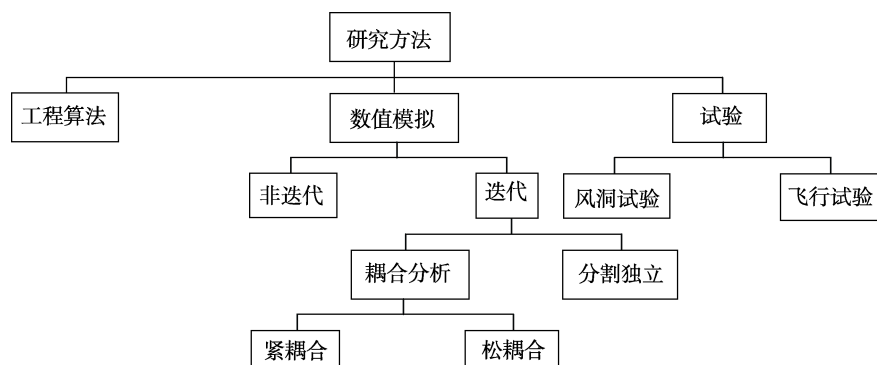


图 2 研究气动热耦合问题的方法

动加热/结构传热的耦合交替迭代的方法;另一类是流场与结构温度场一体化计算的方法。

对于这种流场与结构场传热双向耦合的数值模拟的耦合方式可分为紧耦合和松耦合两种。在数值模拟计算中,计算流场的特征时间要比计算结构传热的特征时间小约3~4个数量级。对于流场与结构传热耦合计算的共同特征时间,紧耦合采用的是流场的特征时间,而松耦合采用的是结构场的时间步长。李鹏飞^[13]等人采用紧耦合模拟了类航天飞机机身结构与高超声速流场的耦合传热过程,并用绕无限长圆柱的气动加热计算验证了此算法。夏刚^[12]等人用松、紧耦合对比的方法模拟了高超声速二维圆管绕流的过程,并分析了不同耦合方式的优点和缺点。通过对比发现,松耦合的计算效率相对较高,而且在计算精度方面和紧耦合的有相近的效果。

关于流场与结构温度场的一体化计算方法,指的是把流场与结构温度场看作一个物理场,并且同时考虑流场与结构温度场的热学性质,把交界面上的边界条件作为整个物理场的内部边界。在流场与结构温度场一体化计算方面国内一部人开展了研究,耿湘人^[14]等人建立了一套能有效进行流场和固体结构温度场计算且不需要反复进行耦合迭代的一体化计算的方法,并通过对高焓高超声速气流绕二维不锈钢圆管的流动、气动加热以及结构热响应问题的计算验证了算法的可靠性。季卫栋^[15]等人发展了力/热/结构多场耦合计算的数值模拟方法,用于定常/非定常的气动加热/结构传热分析的一体化数值计算。对于稳态问题的求解,一体化计算方法无需进行交替迭代,对网络的敏感性比耦合算法小。

2 国内外热防护问题研究进展

由于高超声速飞行器在以极高的速度飞行时会明显的气动加热现象,而这又导致了飞行器设计过程中的另一个关键性技术难题——热防护问题。如当飞行器在海拔27 km的高空以8马赫的速度飞行时,飞行器外壳的机翼前缘、鼻锥结构、进气道等位置的高温热负荷将最高近2600 K^[16]。值得注意的是,不同高超飞行器的设计目标、任务需求、气动外形、飞行轨迹和工作环境都有所不同,即使同一飞行器其不同部位的热流、热载荷的大小和持续时间也不尽相同,所以高超飞行器通常也可能采取几种不同类型的结构和布局。按照现有技术,可将高超飞行器热防护系统分为三类,即被动热防护系统,半主动热防护系统及主动热防护系统。

2.1 被动热防护系统

被动热防护系统主要是材料设计和结构设计的有机结合,通过热量吸收、辐射散热的方式把热量排

除。其防热形式主要可以分成三种:热沉结构、热结构和隔热结构。

1) 热沉结构的工作机理是依靠自身的热容来吸收热量,并将其储存到结构中。它的优势在于结构简单,而且不会影响气动外形,缺点在于它的防热效率不高。

2) 热结构的工作机理是外蒙皮用耐高温材料,表面涂层具有高辐射率特性,以辐射的形式向周围散发大量热能。优点是结构可保持气动外形不变,不受热脉冲持续时间的限制,缺点是可承受的总热量有限。

3) 隔热结构的工作机理是结构表层会将大部分热量辐射,然后隔热层再阻隔掉大部分剩余热量,最后次层结构以热沉方式将剩余小部分能量存储。隔热结构拥有热沉结构和热结构二者的特征^[17]。

被动热防护系统典型的具体方案有刚性陶瓷防热瓦、柔性毯式防热、高导热碳复合材料防热、盖板式防热等。刚性陶瓷纤维隔热瓦的优点是导热率低、密度较小,具有一定的隔热作用。第一代刚性陶瓷隔热瓦是1972年洛克希德公司研制的全石英纤维刚性陶瓷隔热瓦;第二代刚性陶瓷隔热瓦是1978年NASA研制的耐火纤维复合材料隔热瓦(FRCI);第三代刚性陶瓷隔热瓦为1980年研制的高温特性材料(HTP)和1985年美国宇航局下属AMES研究中心在研制出另一种高温使用材料——氧化铝增强热屏蔽瓦(AETB)^[18]。我国在借鉴了美国的成功经验后,在刚性陶瓷纤维隔热瓦的研究水平上得到很大提高。哈尔滨工业大学的武勇斌博士等人采用料浆涂覆烧结法在陶瓷隔热瓦表面制备了一种 $\text{SiO}_2\text{-B}_2\text{O}_3\text{-MoSi}_2\text{-SiB}_4$ 涂层,利用X射线衍射仪、X射线光电子能谱仪检测了涂层性能,检验了波长在2.5~20 μm 范围内不同温度下表面的辐射率,检验其光谱。发现随着温度的上升,发射率也会升高^[19]。柔性毯式防热是轻质柔性棉被式防热结构,第一代柔性防热材料由聚芳酰胺纤维编织而成;第二代柔性防热材料由石英纤维组成;第三代陶瓷隔热毡采用 SiO_2 、 Al_2O_3 和硼硅酸铝作为隔热材料的新型可改制性柔性毡^[20]。碳基复合材料具有导热率低、密度小、耐高温、耐腐蚀,强度大等特点,盖板式防热结构是盖板材料和隔热材料复合制成的防热结构,具有承载和防热的作用,Pichon等人提出了盖板式陶瓷防热结构。该结构陶瓷盖板起到防热作用,隔热功能由内部绝热毡起到隔热作用,机身蒙皮和骨架起到支撑作用^[21]。

2.2 半主动热防护结构

仅依靠耐温材料的发展来保证超高声速飞行器的热防护已经远远不能满足现代超高飞行器的要求了,必须结合主动冷却技术给飞行器提供更高的热防护能力。半主动防热系统介于主动防热和被动防热之

间,通过工作流体和气流(空气)的作用带走大部分的能量。对于需要长时间工作和热流密度较高的情况,这种放热系统具有很大的优势,按照其结构形式可大致分为热管结构和烧蚀结构两种。

热管结构主要用于周围区域加热程度较轻而局部加热程度严重的部分。热量在强加热区域将工质汽化为蒸汽液,加热过的蒸汽液又流到较冷端经过冷凝液化从而释放热量,最后冷凝了的工质通过毛细作用渗透管壁重新回到强加热区完成一次工作循环。热量就在这一循环过程中被管壁吸收,从而起到对强加热区域进行热防护的作用。Glass等研究了某种钨铍合金热管的加工过程,这种材料主要用于机翼前沿单个D型界面的制作,材料的性能通过在真空的环境中,利用电磁加热的方法进行测试。结果显示,热管可以稳定地启动和正常地运行,从而证明了热管用于翼前沿热防护系统的可行性^[22]。Sun等设计了翼前缘结构模型,这种模型的特点在于其内部嵌有高温热管,根据实验重点分析了热管的使用可能对整体结构温度的分布产生的作用。实验现象表明,内嵌的高温热管结构实现了将热量从高温区域转移至低温区域^[23]。

另一种半主动放热结构是烧蚀结构,对于飞行器外部表面加热严重的区域,这种结构有着巨大的优势。这种材料会通过自身的烧蚀来吸收热量,并且也能传递热量,因此能减少热量的散发,达到保护飞行器内部材料的效果。由于隔热材料在烧蚀过程中被损耗,因此这种结构只能作为一种一次性结构,使用之后要重新修复才能再次使用。此外,飞行器的气动外形可能会随着烧蚀材料的损耗而改变,从而其气动特性也可能随之发生变化。对利用烧蚀结构进行热防护的导弹弹头来说,烧蚀物会随着气流流动而向下流动,从而可能会对其视觉传感器区域产生干扰进而产生偏差,而气动外形的改变又可能是导弹落点的精度产生一定偏差^[24-25]。

2.3 主动热防护结构

由于被动热防护和半被动热防护的防护能力有限,二者仅适用于时间较短、热流密度不高的气动环境,必须通过主动热防护技术来为高超飞行器提供保障。主动热防护系统通过冷却剂的流动几乎将所有热量带走,从而防止高温传至被保护部件。主动热防护分为薄膜冷却、发汗冷却和对流冷却三种形式^[26]。

薄膜冷却是指在被保护件上端设置冷却剂喷口,利用压力泵将冷却剂喷出,使冷却剂覆盖在被保护件表面,从而将热流带走,达到绝热的目的。目前对高超飞行器气膜热防护的研究主要针对速度小于10 Ma,且气膜多为单孔布置的工况。向树红等人在飞行器头部驻点区域布置异型单孔,并采用数值仿真方法计算了飞行器的气膜热防护效率,从而验证了气膜防护技术用于高超飞行器的巨大前景^[27]。郭春海等

人通过采用数值算法求解N-S方程,从而提出了一种经过优化的微孔射流主动气膜热防护方案,此方案可以实现高超飞行器头部气膜全覆盖。计算结果表明,主动气膜防护能够大大降低飞行其头部的驻点位置的压力和温度,在飞行高度为50 km,来流速度为15 Ma时,可将壁面最高温度降到1000 K以下(原最高温度为14 000 K)^[28]。气膜冷却虽然冷却效率较高,但是存在着对冷却剂消耗量大,冷却气流会对主流气流产生影响的缺点。

发汗冷却和薄膜冷却类似,都是利用冷却剂来达到热防护的目的,但是发汗冷却的工作原理更为复杂。发汗冷却的主要构件是多孔板结构,在气动环境下,板的两侧存在温度差,冷却剂会自发从板的低温一侧穿过孔径微小但分布极密的孔通道渗透至高温一侧,从而在被保护件的表面形成一层冷却膜,带走热量。与薄膜冷却相比,在冷却效果相同时,发汗冷却对冷却剂的消耗量更少,因此,发汗冷却在高超声速飞行器的冷却技术中成为研究热点。对于改进冷却板的结构,国内外都做了大量的研究。Rakow和Wass^[29]研究了一种具有夹心结构的冷却板热响应;Calmidi和Mahajan^[30-31]研究了高孔隙率的铝金属泡沫,建立了控制方程并比较了当填充物为水或者空气时的散热能力;刘双^[32]利用有限差分法对主动-被动热防护结构进行建模评估,为高超声速飞行器热防护系统的设计提供了理论支撑;黄盛^[33]计算了冷却液流动参数以及褶皱结构参数对散热效果的影响。

对流冷却是在飞行器外表面下安装管路,用于冷却剂或飞行器燃料的循环对流。温度较低的飞行器燃料流经管路时,将热量吸收,这样同时也达到了为燃料预热的效果,提高了燃料在发动机中的燃烧效率。因此这是热防护和推进系统的一体化结构,适用于将低温液氢作为燃料的飞行器。

3 结语

文中从流、热、固多物理场耦合及热防护问题入手,对国内外高超声速飞行器技术的研究现状进行了全面的分析和总结,归纳起来目前的研究存在几个关键问题亟待突破。

1) 在处理多物理场耦合问题时,数值分析方法作为最重要的研究手段,而迭代算法的计算精度和计算效率又难以同时保证,因此无需耦合迭代的一体化算法成为目前研究热点之一。

2) 高超飞行器几种热防护形式中,被动防护形式防热效率太低,且承受的总热量有限,而主动防护系统效率较高,防护效果明显,其中发汗冷却以其对冷却剂的消耗更小成为近年来研究热点。

3) 高超飞行器不同区域的气动加热程度差别很大,因此设计一套针对飞行器不同部位采取不同热防

护手段的高效的热防护系统是未来研究的重点。

参考文献:

- [1] ROGER M. Aerothermoelasticity[J]. Aero/Space Engineering, 1958, 17(10): 34-43.
- [2] ASHLEY H, ZARTARIAN G. Piston Theory: A New Aerodynamic Tool for the Aeroelastician[J]. Journal of the Aeronautical Sciences, 1956, 23: 1109-1118.
- [3] HARRY G S, WALTER L. Flutter of a Simply Supported Panel Subjected to a Nonlinear Temperature Distribution and Supersonic Flow[C]// Aerospace Sciences Meeting. [s.l.]: AIAA, 1965.
- [4] HERBERT J C. Pnel-flutter Analysis of a Thermal Protection-shield Concept for the Space Shuttle[J]. AIAA Journal, 1972(8): 1101-1103.
- [5] MEI C, GREY C. A Finite Element Method for Large-amplitude, Two-dimension Panel Flutter at Hypersonic Speeds[C]// AIAA. [s.l.]: [s.n.], 1989.
- [6] 杨智春, 夏巍, 孙浩. 高速飞行器壁板颤振的分析模型和分析方法[J]. 应用力学学报, 2006, 23 (4): 537-542.
- [7] 夏巍, 杨智春. 复合材料壁板热颤振的有限元分析[J]. 西北工业大学学报, 2005, 23(2): 180-183.
- [8] 李建林, 唐乾刚, 霍霖, 等. 复杂外形高超声速飞行器气动热快速工程估算[J]. 国防科技大学学报, 2012, 34(6): 89-93.
- [9] 黄飞, 张亮, 程晓丽, 等. 稀薄气体效应对尖前缘气动热特性的影响研究[J]. 宇航学报, 2012, 33(2): 153-159.
- [10] 潘沙, 冯定华, 丁国昊, 等. 气动热数值模拟中的网格相关性收敛[J]. 航空学报, 2010, 31(3): 493-499.
- [11] 姜志杰. 高超声速飞行器气动热影响部件的热分析[D]. 长沙: 国防科技大学, 2008
- [12] 夏刚, 刘新建, 程文科, 等. 钝头体超声速气动加热与结构传热耦合的数值计算[J]. 国防科技大学学报, 2003, 25(1): 35-39.
- [13] 李鹏飞, 吴颂平. 类航天飞机机身结构与高超声速流场的耦合传热模拟分析[J]. 航空动力学报, 2010, 25(8): 1705-1710.
- [14] 耿湘人, 张涵信, 沈清, 等. 高超飞行器流场和固体结构温度场一体化计算新方法的初步研究[J]. 空气动力学学报, 2002, 20(4): 422-427.
- [15] 季卫栋. 高超声速气动/热/结构多场耦合问题数值模拟技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
- [16] POLEZHAEV Y. Will There or Will There Not be a Hypersonic Airplane[J]. Journal of Engineering Physics and Thermophysics, 2000, 73(1): 3-8.
- [17] 史丽萍, 赫晓东. 可重复使用航天器的热防护系统概述[J]. 航空制造技术, 2004(7): 80-82.
- [18] 裴雨辰, 李文静, 张凡, 等. 刚性陶瓷隔热瓦研究状况及启示[J]. 飞航导弹, 2012(3): 93-96.
- [19] 武勇斌, 赫晓东, 李军. 陶瓷隔热瓦表面 $\text{SiO}_2\text{-B}_2\text{O}_3\text{-MoSi}_2\text{-SiB}_4$ 涂层的制备与性能研究[J]. 航天制造技术, 2012(5): 6-10.
- [20] 赵玲. 典型盖板防热结构性能分析与优化设计[D]. 西安: 西北工业大学, 2007.
- [21] PICHON T, BARRETEAU R, SOYRIS P, et al. CMC Thermal Protection System for Future Reusable Launch Vehicles: Generic Shingle Technological Maturation and Tests[J]. Acta Astronautica, 2009, 65(1): 165-176.
- [22] GLASS D E, CAMARDA C J, MERRIGAN M A, et al. Fabrication and Testing of a Leading-edge-shaped Heat Pipe[J]. AIAA Journal of Spacecraft and Rockets, 1999, 36(6): 921-923.
- [23] SUN J, LIU W Q. Investigation on Integral Model of Heat-pipe-cooled Leading Edge of Hypersonic Vehicle [J]. Acta Physica Sinica, 2013, 62(7): 255-313.
- [24] CAMPBELL N C, PITTINATO G F, MARTIN M T. Transpiration-cooled Nostip Development: Army Materials and Mechanics Research Center Technical Report[R]. AMMRC-TR -80-30, 1980.
- [25] 中国人民解放军总装备部. 高超声速气动热和热防护[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.
- [26] MARUYAMA S, VISKANTA R, AIHARA T. Active Thermal Protection System Against Intense Irradiation[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 1989, 3(4): 389-394.
- [27] 向树红, 张敏捷, 童靖宇, 等. 高超声速飞行器主动式气膜冷却防热技术研究[J]. 装备环境工程, 2015, 12(3): 1-7
- [28] 郭春海, 张文武, 向树红, 等. 高超声速飞行器主动气膜冷却防热数值仿真研究[J]. 航天器环境工程, 2017, 32(2): 132-137
- [29] RAKOW J F, WASS A M. Thermal Buckling of Metal Foam Sandwich Panels for Convective Thermal Protection System[J]. AIAA Journal of Spacecraft and Rockets, 2005, 42(5): 832-844.
- [30] RAKOW J F, WASS A M. Response of Actively Cooled Metal Foam Sandwich Panels Exposed to Thermal Loading[J]. AIAA Journal, 2007, 45(2): 329-336.
- [31] CALMIDI V V, MAHAJAN R L. Forced Convection in High Porosity Metal Foams[J]. Journal of Heat Transfer, 2000, 122(3): 557-565.
- [32] 刘双. 高超声速飞行器热防护系统主动冷却机制与效能评估[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2010.
- [33] 黄盛. 新型空天飞行器与热防护设计[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.