

液体冲压发动机技术发展趋势和方向

马 杰, 梁俊龙

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 液体冲压发动机是超声速巡航导弹和无人驾驶飞行器的理想动力装置, 各军事大国都在积极研究液体亚燃/超燃冲压发动机技术。对国外液体亚燃/超燃冲压发动机的研制历程进行了回顾和论述, 提出了冲压发动机技术发展的主要方向和趋势。

关键词: 超声速巡航导弹; 飞行器; 液体冲压发动机; 技术发展方向; 研究进展

中图分类号: V439-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2011) 04-0012-06

Development trends and directions of liquid ramjet/scramjet technology

MA Jie, LIANG Jun-long

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: The liquid ramjet engine is an ideal propulsion device for supersonic cruise missiles and unmanned air vehicles. All the military powers are actively developing the ramjet/scramjet technology. Through reviewing and expounding on the development process of liquid ramjet/scramjet abroad, the development trends and directions of ramjet/scramjet technology were sorted out.

Keywords: supersonic cruise missile; aircraft; liquid ramjet; technical direction; research progress

0 引言

液体冲压发动机包括液体亚燃冲压发动机和液体超燃冲压发动机。一般而言, 亚燃冲压发动机工作马赫数范围是 1.5~6, 而超燃冲压发动机工作马赫数在 5 以上^[1]。液体冲压发动机的比冲性能高于火箭发动机。在马赫数大约高于 3 时, 冲压发动机的比冲高于涡喷、涡扇发动机。液体冲压发动机经济性比较好, 结构简单、质量轻、推

重比高、生产成本较低, 适合于大量装备使用^[1]。世界各军事大国都正大力发展冲压发动机技术。多种整体式冲压发动机已经成功用于战术导弹, 并将继续得到广泛发展。以超声速/高超声速巡航导弹、超声速/高超声速飞机和未来低成本可重复使用天地往返运输系统为应用背景的亚燃/超燃冲压发动机正受到技术先进国家的高度重视。

本文主要根据国外冲压发动机的发展历史、研制进展情况, 讨论了冲压发动机技术的发展趋势和方向。

收稿日期: 2011-03-13; 修回日期: 2011-05-06

作者简介: 马杰 (1972—), 女, 工程师, 研究领域为航天科技情报

1 国内外冲压发动机发展历程

1.1 亚燃冲压发动机发展历程

冲压发动机的概念由法国人 Rene Lorin 在 1913 年首次提出^[1], 上世纪该项技术得到了迅猛发展。从技术层面上讲主要经历了三个主要阶段。

第一阶段为上世纪 20 到 60 年代初期, 该时期是冲压发动机由诞生到初步探索应用的阶段。在此期间, 各军事大国, 如美国、俄罗斯和法国都进行了大量的理论和试验研究并对其在军事上的应用进行了初步尝试。该阶段具有代表性的发动机或飞行器有: 美国的 Cobra, Gorgon IV 和 BOMARC 系列; 俄罗斯的 Burya 和 SA-4; 法国的 Griffon 和 VEGA 等。由于这类导弹冲压发动机与助推系统相互独立, 导致这些导弹既庞大又笨重, 使它们仅限于陆基发射。

第二阶段为上世纪 60 到 90 年代, 是冲压发动机技术长足发展的阶段, 提出了冲压发动机与助推器一体化的设计理念, 称为整体式冲压发动机 (IRR)。由于这项技术的采用, 大大缩短了导弹长度, 减小了导弹体积, 同时也使得导弹操纵性得以提高。因此, 拓宽了以冲压发动机为动力的导弹应用范围。另外, 导弹也向系列化、通用化发展。在这一阶段, 各军事大国进行大量试验验证一体化设计技术。其中, 美国试验验证的型号较多, 典型代表有: 空射型导弹 ASALM 和 AMRAAM; 舰射型 SLAT 和 ACIMD 等^[2-4]。在整体式亚燃冲压发动机设计技术的发展过程中, 前苏联/俄罗斯走在前列, 具有代表性的有: 地空导弹 SA-6, 该发动机采用的是管道火箭一体化设计技术; 舰射型导弹 SS-N-19, SS-N-22 和 SS-N-26^[5-7]; 空射型 AA-X-12 等。并且, 在已有导弹基础上进行系列化改进, 发展了潜射型 SS-N-19 和空射型 AS-17 等^[5-8]。法国也有多种型号装备部队, 其中在“中程战略空对地导弹”(ASMP) 的基础上, 为了进一步降低成本, 增强导弹的作战能力, 开发了 ASMP-A, ASMP-C 和 ASMP-P 等系列化导弹^[9-10]。英国具有代表性的导弹有: Sea Dart, Sea Slug 及 BVRAAM 等, 其中

BVRAAM^[11]采用的一体化设计技术是变流量管道火箭技术 (VFDR)。本阶段的特点就是冲压发动机技术飞速发展, 拓宽了冲压发动机的应用范围和技术领域及亚燃冲压发动机技术的进一步完善。

近年来各国提出了飞行速度更快、作战距离更远、打击精度更高的新的巡航弹研制计划。冲压发动机技术也步入第三个发展阶段。该阶段除原有军事强国外, 印度、韩国、日本等新生力量也投入到冲压发动机的研制行列来。具有代表性的计划有: 美国海军于 1996 年资助波音公司开始马赫数 4.0, 射程 1260 km 的“FastHawk”巡航弹研制计划^[12]。2001 年, 美国海军又提出了马赫数 3.5~4.0。“联合超声速巡航导弹”(JSS-CM) 计划^[13, 14]。其空射射程约 830 km, 面射射程约为 1660 km, 进一步发展后可以达到 2770 km。2002 年, 美、英联合提出了“防区外反扩散远程高速打击方案”(SHOC), 计划研制马赫数 3.5~4.5, 射程为 740 km~1110 km 的超声速巡航导弹。

1.2 超燃冲压发动机发展历程

自 20 世纪 50 年代, 美国就开始对超燃冲压发动机技术进行探索, 主要是相关的概念性、基础性和机理性问题研究。进入 20 世纪 60 年代, 美国进入了实用原型发动机的初期研究阶段。至 70 年代中期, 美国海军、空军和 NASA 均启动了各自的超燃发动机原型机项目。这些项目积累了大量进气道设计、超声速燃烧和整机试验方面的数据和经验。

1986 年, 美国启动了 NASP 计划, 其核心就是研究飞行马赫数 4~15 的氢燃料超燃冲压发动机。该计划进行了大量的大尺度模型发动机试验, 积累了大量试验数据, 发展了发动机设计方法、理论分析方法、CFD 技术和测试技术, 建设了大量试验设备, 研究了新材料和热结构。20 世纪 90 年代后, 美国陆续开展了针对高超声速巡航导弹、高超声速飞机和空天飞机的 Hyper-X、HyTech/HySet 和 HyFly 计划。

2004 年 3 月, 美国的 X-43A^[15]获得了试飞成功。这是国际超燃研究的里程碑事件, 标志着国

际超燃研究进入工程研制阶段。X-51A^[16-17]是美国研制的超燃冲压发动机验证机——乘波飞行器，由一台碳氢燃料超燃冲压发动机推动，设计马赫数在6~6.5之间。2010年5月在加州成功试飞X-51A，飞行时间达到200 s，成功实现了助推加速分离、翻滚机动和超燃发动机点火。

俄罗斯也是上世纪50年代开始超燃冲压发动机技术研究，并最早进行了飞行试验（1991年）。半个世纪以来，俄罗斯对超燃冲压发动机技术进行了持续深入的研究，取得了大量技术成果，在众多技术领域占据国际领先地位。俄罗斯重要的飞行试验计划有4个：“冷计划”（Kholod）、“鹰计划”（OREL，又称IGLA计划）、“彩虹-D2计划”（RADUGA-D2）和“鹰-31计划”（OREL-31）。1991年~1998年，俄罗斯“冷计划”飞行器共进行了5次飞行试验，成功实现了超燃冲压发动机的模态转换^[18]。

法国自1966年起，先后制定和启动了ESOPE计划、PREPHA计划、Promethee计划、LEA计划^[19]。其中，LEA计划主要开展一体化的超燃冲压发动机进行实际飞行条件下的研究工作，并计划在2009~2012年进行6次飞行试验。

2 冲压发动机技术发展方向

2.1 一体化程度越来越高

19世纪五十、六十年代，美国的“波马克”（Bomarc）、英国的“警犬”（Bloodhound）等导弹采用可分离的固体火箭助推器将导弹加速到冲压发动机起始工作点。随着冲压发动机导弹发射平台的改变，对导弹的机动性和操纵性能要求越来越高，发展为冲压发动机与导弹成一体化构型（如美国“黄铜骑士”（Talos）），助推器与冲压发动机为非整体式，即助推器既不与冲压发动机共用燃烧室，也不塞入冲压发动机燃烧室内，而是以串联或并联方式与导弹弹体相连。这种构型的结构特点是冲压发动机与固体火箭助推器串联在同一轴线上。随着冲压发动机研制的进一步发展，冲压发动机与导弹形成一体化构型，助推器与冲压发动机为整体式，亦即助推器或者与冲压

发动机共用燃烧室，或者将助推器塞入冲压发动机燃烧室内。如美国的小体积冲压发动机（ALVRJ），先进的战略空中发射导弹（ASALM）等。图1给出了前苏联/俄罗斯和美国冲压发动机研制示意图^[3]。图2给出了冲压发动机一体化发展示例^[12]。

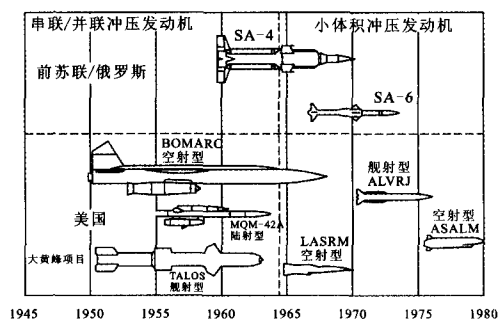
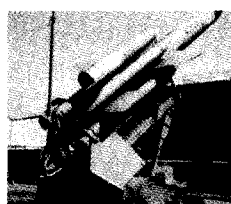
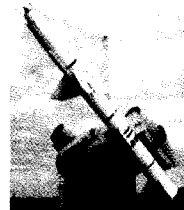


图1 前苏联/俄罗斯和美国早期冲压发动机发展史

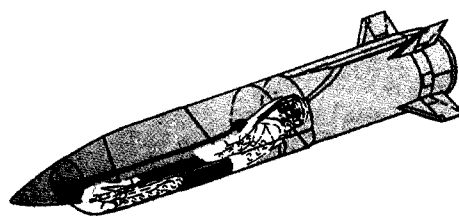
Fig. 1 Development history of early ramjet systems in USSR and USA



U.K. Bloodhound



U.S. Talos



U.S. ASALM

图2 冲压发动机一体化发展示例

Fig. 2 Examples of ramjet system integration development

对超燃冲压发动机或组合循环发动机来说，发动机与飞行器机体的一体化程度更高，一方面需要兼顾机体的气动性能和发动机的推进性能，考虑二者的相互影响；另一方面在结构上将机体和发动机设计为一体。通常将超燃冲压发动机置于高升阻比下腹部，前体下壁面作为进气道外压

缩段, 后体下壁面作为喷管的外膨胀段^[3]。图 3 给出了典型超燃冲压发动机的一体化构型示意图。图 4 给出了美国 FALCON 计划^[15]中的飞行器及 TBCC 发动机示意图。

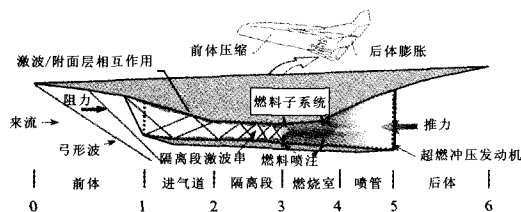


图 3 超燃冲压发动机与飞行器的一体化示意图

Fig. 3 Diagram of scramjet and aircraft integration

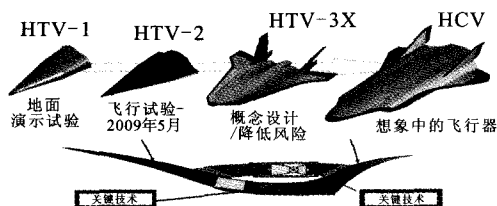


图 4 FALCON 计划的飞行器及 TBCC 发动机

Fig. 4 Aircraft in FALCON plan and TBCC engine

从液体亚燃冲压发动机的发展历史来看, 冲压发动机与导弹总体以及冲压发动机与固体助推器的一体化程度越来越高; 从超燃冲压发动机或组合循环发动机来看, 发动机与飞行器机体的一体化程度更高、耦合程度更深。总之, 以超声速/高超声速巡航导弹、超声速/高超声速飞机和未来低成本可重复使用天地往返运输系统为应用背景的亚燃/超燃冲压发动机朝着冲压发动机一体化程度更高的方向发展。

2.2 工作空域、速度范围越来越大

早期研制的冲压发动机工作空域小, 速度范围窄。如英国的“警犬”(Bloodhound) 巡航飞行马赫数为 2.0, 飞行高度为 7 km, 射程为 20 km; 中国的 C101 和 C301 导弹冲压发动机, 飞行速度范围为 1.8~2.0 Ma, 飞行高度为低空 0.3~0.5 km^[19-20]。随着冲压发动机应用背景的扩展, 发射平台的多样化, 冲压发动机的工作空域进一步扩大, 飞行速度进一步增大。目前, 飞行马赫数 2.0~3.5、射程 250 km~800 km 冲压发动机,

仍然在继续发展之中。如俄罗斯的“宝石”(SS-N-26) 冲压发动机, 巡航飞行马赫数为 2.5~3.0 Ma, 飞行高度约为 15 km, 射程约为 110~480 km; 印、俄联合研制的“布拉莫斯”^[15], 飞行马赫数 2.5~2.8 Ma, 用于反舰和对陆(海岸)攻击, 射程大约 290 km。



宝石(俄罗斯)

布拉莫斯(印度/俄罗斯)

图 5 “宝石”和“布拉莫斯”导弹

Fig. 5 “Yakhont” and “Brahmos” missiles

随着液体亚燃冲压发动机的逐步发展, 飞行马赫数 4.0 左右、射程 1000 km 以上导弹用冲压发动机, 正日益受到重视。如美国海军提出的“FastHawk”导弹。冲压发动机作为导弹武器的动力装置, 工作空域逐步扩大, 速度范围逐步增大。

随着临近空间领域研究的深入, 冲压发动机可以作为临近空间高动态飞行器的动力装置, 也是各军事强国的研制重点之一。如美国 D-21 发动机, 飞行马赫数为 4.0, 飞行高度为 30 km。美国着力研发性能更好的超声速/高超声速飞行器, “Falcon”计划应运而生, 将研制水平起飞可重复使用高超声速巡航的飞行器, 将采用 TBCC 组合发动机。以未来低成本可重复使用天地往返运输系统为应用背景的亚燃/超燃冲压发动机以及组合循环发动机的工作空域和速度范围进一步扩大。总之, 工作空域的扩大、速度范围的增大是冲压发动机发展必然趋势。

2.3 几何结构可调且控制技术越来越复杂

从液体亚燃冲压发动机的研制历程来看, 早期冲压发动机大多工作状态较为单一、几何结构固定、一体化程度不高的发动机。随着冲压发动机工作空域的扩大、速度范围的增大, 对冲压发动机性能要求的提高, 需要采用冲压发动机几何结构可调技术。如“宝石”冲压发动机, 采用了连续可调喷管。如果仅从进气道和发动机性能角

度考虑,进气道是否可调主要取决于导弹总体规定的冲压发动机工作马赫数范围、马赫数的高低以及冲压发动机对进气道性能要求的高低。如果采用进气道可调的冲压发动机,则需要采用喷管可调技术。当然,冲压发动机喷管是否可调主要取决于喷管可调带来冲压发动机性能增加的程度以及尾喷管调节机构的复杂程度。

为了使几何结构可调冲压发动机性能得到充分发挥,需要对复杂几何结构的冲压发动机进行有效的控制,使其在一定工作状态下具有最佳的几何流道结构,同时,需要监测和控制几何结构调节(如喷管连续调节)与冲压发动机工作状态(如进气道的激波位置监测等)的关系等。

对于超燃冲压发动机或组合循环发动机,一般都需要工作在多个不同的模态,为了使每个工作模态都工作于最佳状态,需要对超燃冲压发动机或组合循环发动机的几何结构进行调节,并根据发动机的工作状态进行实时控制。几何结构的调节会带来冲压发动机结构复杂程度、控制技术复杂程度的增大,更会带来冲压发动机性能的增加,也将是冲压发动机技术发展的方向之一。

2.4 热防护技术难度越来越大

对液体亚燃冲压发动机来说,早期发动机的飞行速度较低,导弹或飞行器的外部气动加热带来的热载荷较低,热防护问题更多的是冲压发动机燃烧带来的热载荷,采用传统意义上的烧蚀冷却或气膜冷却便可以解决冲压发动机的热防护技术问题。但是,当马赫数大于4或4.5时,即对高马赫数的亚燃冲压发动机或超燃冲压发动机来说,传统意义上的这种热防护策略已变得不现实,而且也很难再用气膜冷却或隔热材料^[21],通常的做法是采用再生冷却和内、外部的热防护方案来转移热载荷^[22]。再生冷却方式是由自带燃料承担或者需要额外的冷却剂。出于减少飞行器的体积与重量考虑,采用燃料最好。然而,往往满足飞行任务所需的燃料往往没有能力吸收所有飞行过程中产生的多余热量,致使需要携带更多的燃料,或者要带冷却剂。

热防护的目标就是合理地满足发动机热量的收支平衡。对于超燃冲压发动机来说,当前人们

对吸热型碳氢燃料的关注更多,从某种程度而言,吸热型碳氢燃料的诞生也反映了热防护过程的发展变化。热防护经历了金属热沉式被动防护、早期循环换热式、涂层、合金材料、复合材料、吸热型碳氢燃料再生冷却及更为先进的能量旁路式主动热防护等。目前国内吸热型碳氢燃料已有试样,综合性能约能满足马赫数6的飞行,但是,热防护的重担不可能全都落在燃料肩上,需要综合考虑,比如吸热型碳氢燃料再生冷却+高温合金、或复合材料+隔热抗氧化涂层的热防护技术。随着亚燃冲压发动机飞行马赫数的提高,飞行射程的增大,热防护难度逐渐增大,马赫数增大到超燃冲压发动机工作范围时,发动机热防护技术就需要通过多种渠道综合考虑。总之,随着冲压发动机的发展,热防护技术的难度越来越大。

2.5 仿真、试验研制手段越来越完善

随着计算机和计算技术的发展,数值仿真计算在冲压发动机研制中的地位和作用越来越明显,各种通用仿真计算软件,如流场计算软件 Fluent, Fastran 和 CFD++等;结构强度计算软件 Nastran 和 Ansys 等;控制系统仿真软件 Matlab/ DSpace 等;液路系统仿真软件 AMESim 和 EASY5 等;优化设计软件 Optimus 和 iSight 等。其发展越来越完善和成熟,在方案论证和方案筛选中的地位越来越重要。此外,针对冲压发动机的研制,还研制出了很多的专用设计软件,如法国的 ONERA 已经拥有两个工业型流场计算软件—ELSA 和 CEDRE^[1]。

在地面试验保障条件方面,如美国较为著名的试验研究中心有 NASA 的兰利试验研究中心、格林研究中心、美国空军试验室、GASL 等大型国家试验中心,这些试验中心的试验设施通过多年的建设和改造,已经形成了系列化的特点,从规模庞大的 8 英尺风洞到小型的原理性试验台,几乎是应有尽有。总的来说,通过近些年的发展,国外冲压发动机试验设施能力更强、测试手段更为领先,试验分析手段更为先进。

从冲压发动机技术的发展看,国外非常重视演示验证试验。在进入工程研制之前,采用多种

手段如系统仿真、地面系统集成以及飞行试验来验证系统的匹配性。美国上个世纪 70 年代研制的 ASALM, 其动力系统就进行了大量的地面试验, 还进行了 7 次飞行试验; “FastHawk” 等也都进行了大量系统验证试验^[12]; 作为高超声速飞行器动力装置的超燃冲压发动机也进行了多轮地面演示验证试验。法国为验证冲压发动机技术, 还制定了 VESTA 和 RASCAL 等计划。总之, 随着冲压发动机的研究和设计的深入, 必将需求更多的仿真和地面研制保障手段; 越来越完善的研制手段必将更快地促进冲压发动机的研制的发展。

3 结束语

液体冲压发动机是超声速巡航导弹和临近空间无人驾驶飞行器的理想动力装置, 各军事大国都在研究液体亚燃/超燃冲压发动机技术。本文详细论述了国内外亚燃/超燃冲压发动机在不同历史时期的各个发展阶段、研制历程, 并对各国具有代表性的导弹、飞行器或发动机进行具体阐述并归纳、总结, 从而理出了冲压发动机技术发展的主要方向和趋势: 1) 液体冲压发动机本身以及冲压发动机与导弹/飞行器的一体化程度越来越高; 2) 随着液体亚燃/超燃冲压发动机技术的发展, 发动机的工作空域、速度范围越来越大; 3) 导弹/飞行器的大空域、宽速度范围对冲压发动机的性能要求越来越高, 必将引起几何结构的调节、控制技术越来越复杂; 4) 随着飞行马赫数的增大, 导弹/飞行器和冲压发动机的热防护技术难度也将越来越大; 5) 冲压发动机研制需要的仿真、试验研制手段也越来越完善。

参考文献:

- [1] 郑日恒. 法国冲压发动机研究进展 [J]. 航天制造技术, 2006 (2): 6-10, 22.
- [2] CALZONE R F. Developments in missile ramjet propulsion, AD-A322627 [R]. USA: AD, 1996.
- [3] MINARD J P, HALLAIS M, FALEMPIN F. Low cost ram-

- jet technology for tactical missile application, AIAA 2002-3765 [R]. USA: AIAA, 2002.
- [4] FRY Ronald S. A century of ramjet propulsion technology evolution[J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(1): 27-58.
- [5] 过武宏, 袁彩锦, 朱汉雨. 巡航导弹潜艇发展历程与趋势 [J]. 飞航导弹, 2009(7): 29-32+36.
- [6] 汪玉, 姚耀中. 世界海军潜艇 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2006.
- [7] 靳涛. 俄海军巡航导弹潜艇发展历程[J]. 海事大观, 2005 (4): 40-45.
- [8] 高建军. 未来空面制导武器发展趋势[J]. 飞航导弹, 2009 (6): 16-19.
- [9] 张佐成, 钟建业. 印度的导弹武器装备 [J]. 飞航导弹, 2006 (7): 7-16.
- [10] 曹临. 空地巡航导弹: 防区外攻击的主力[J]. 兵器知识, 2005 (2): 49-53.
- [11] 王蒙, 张纯学. 空对空武器发展概况[J]. 飞航导弹, 2006 (5): 3-5.
- [12] 孟宇鹏, 郑日恒. 超声速进气道与飞航导弹一体化发展概述[J]. 飞航导弹, 2008 (1): 47-51.
- [13] 毕士冠. 国外超声速巡航导弹发展战略与技术途径讨论(上)[J]. 飞航导弹, 2007(1): 1-9.
- [14] 毕士冠. 国外超声速巡航导弹发展战略与技术途径讨论(下)[J]. 飞航导弹, 2007(2): 1-8, 21.
- [15] 魏毅寅, 刘鹏, 张冬青, 等. 国外高超声速技术发展及飞行试验情况分析[J]. 飞航导弹, 2010(5): 2-5.
- [16] HANK Joseph M, MURPHY James S, MUTZMAN Richard C. The X-51A scramjet engine flight demonstration program, AIAA 2008-2540 [R]. USA: AIAA, 2008.
- [17] 曾慧, 白菡尘, 朱涛. X-51A 超燃冲压发动机及飞行验证计划[J]. 导弹与航天运载技术, 2010(1): 57-61.
- [18] 朱爱平, 叶蕾. 法俄联合进行 Kholod 双模态冲压发动机飞行试验分析[J]. 飞航导弹, 2010(2): 64-69.
- [19] FALEMPIN F, SERRE L. LEA flight test program: status in 2004, AIAA 2004-3344 [R]. USA: AIAA, 2004.
- [20] 张炜, 朱慧, 方丁酉, 等. 冲压发动机发展现状及其关键技术[J]. 固体火箭技术, 1998, 21(3): 24-30.
- [21] BURNERS R, LEE M J, MCMANIGAL J. Thermal management in hypersonic vehicles: characterization of phase change materials, AIAA 2001-3974 [R]. USA: AIAA, 2001.

(编辑: 王建喜)