

脉冲爆震燃烧室 / 加力燃烧室的最新进展

Recent Development of Pulse Detonation Combustion and Afterburner

中航工业沈阳发动机设计研究所 杨东丹 梁春华 孙明霞

[摘要] 近 10 年来,脉冲爆震作为一项具有研究和应用潜力的新技术,成为国外航空发动机燃烧室研究的一个焦点。脉冲爆震发动机因为其结构简单、推重比高和推进效率高的理论性能以及较低的耗油率等优点,其脉冲爆震技术被研究应用在涡轮发动机燃烧室上,其中一些研究方案已经进行了试验验证,在未来有很大的应用潜力。本文综述了脉冲爆震技术在涡轮机上作为加力燃烧室应用的原理、优势以及进展、关键技术。

关键词: 脉冲爆震 燃烧室 涡轮发动机

[ABSTRACT] In the past decade, pulse detonation as a new technology which has research and application potentials has become a focus for aeroengine combustion study in abroad. Pulse detonation technology is applied to the combustion of turbine engine because its advantages such as simple construction, high thrust and weight ratio and propulsive efficiency, high theoretical performance and low specific fuel consumption. Some of the research concepts are experimentally demonstrated and have great application potentials in future. The principles, advantages, progress and critical technologies of pulse detonation technology is reviewed while it's applied as pulse detonation combustor or pulse detonation afterburner on turbine engine.

Keywords: Pulse detonation Combustion Turbine engine

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2015.15.113

脉冲爆震发动机(PDE)的研究已经有近 80 年的历史,其技术已经得到了较充分的试验验证,研究发展日趋成熟。此外,由于其具有多项优点,应用范围较广泛,且 21 世纪美国空军 VAATE 计划的主要目标就要求未来战斗机必须降低成本,提高经济可承受性。因此,为满足以上要求,从 20 世纪 90 年代后期,工业界纷纷开始利用 PDE 技术来探索研究先进推进系统方案,随后将脉冲爆震燃烧室与涡轮发动机相结合,形成基于 PDE 的燃气涡轮组合发动机(脉冲爆震燃烧室/加力燃烧室)的方案^[1-5],因而,总结脉冲爆震燃烧室/加力燃烧室的技术特点和优势,综述其目前进展和关键技术,对相关研究人员具有重要的参考与借鉴意义。

1 脉冲爆震燃烧室 / 加力燃烧室的特点和优势

脉冲爆震燃烧室(PDC)/加力燃烧室,是指涡轮发动机定压燃烧主燃烧室或者加力燃烧室采用爆震燃烧技术形成的燃烧室。根据脉冲爆震燃烧室在涡轮发动机的位置可以分为 3 种:涡喷或涡扇发动机脉冲爆震加力燃烧室,如图 1 所示^[6];涡喷或涡扇或涡轴发动机脉冲爆震燃烧室,如图 2 所示^[6];涡扇发动机外涵脉冲爆震加力燃烧室,如图 3 所示^[6]。

脉冲爆震燃烧技术优势包括以下:

(1) 循环的热效率高。等压循环热效率为 0.27,等容循环热效率为 0.47,爆震循环热效率为 0.49。

(2) 结构简单,质量轻,推重比高。爆震燃烧具有自增压能力,可使高压部件级数大大减少,甚至直接替代核心机,从而使发动机质量大大减轻,推重比提高。

(3) 单位耗油率低。在飞行高度为 10668m,飞行马

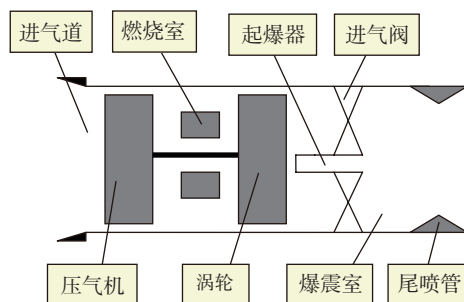


图1 涡喷或涡扇发动机脉冲爆震加力燃烧室
Fig.1 Pulse detonation afterburner in turbine-jet or turbine-fan engine

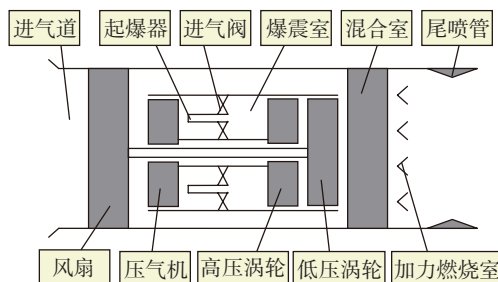


图2 涡喷或涡扇或涡轴发动机脉冲爆震燃烧室
Fig.2 Pulse detonation combustion in turbine-jet or turbine-fan or turbine-shaft engine

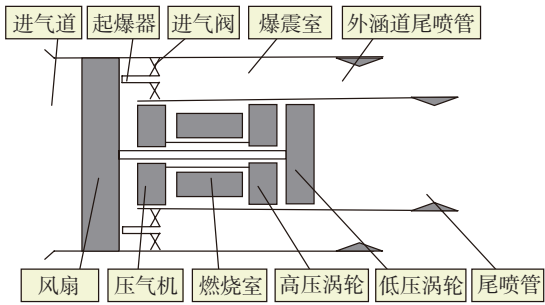


图3 涡扇发动机外涵脉冲爆震燃烧室

Fig.3 Pulse detonation combustion in bypass duct of turbine-fan engine

赫数为 0.85 时,采用脉冲爆震主燃烧室的大涵道比涡扇发动机的耗油率能降低 8%~10%。

(4)增推效果好。与传统加力燃烧室相比,采用脉冲爆震外涵加力燃烧室的涡扇发动机推力可增大 1 倍。

(5)排气污染少。爆振波是超声速传播的,所以爆震燃烧快,效率高,产物在高温区停留时间短,污染物尤其是氮氧化物的排放大大减少。

但是,仍然面临着多管脉冲爆震燃烧室适用性、与压气机/涡轮的相互影响、系统级性能估算方法、周期性的高压脉冲对涡轮效率及寿命的影响、脉冲爆震燃烧噪声等多项难题。

2 脉冲爆震燃烧室 / 加力燃烧室的发展

20 世纪 40 年代,德国 Hoffmann 等^[7]进行了脉冲爆震点火试验研究,试图寻求最佳点火频率。20 世纪 50 年代,很多学者对脉冲爆震发动机进行探索研究。其中,美国 Michigan 大学 Nicholls 教授等^[7]将脉冲爆震发动机作为推力发动机,进行可行性试验研究;20 世纪 60 年代初,美国海军 Krzycki 等^[8]利用与 Nicholls 相类似的试验设备,开展了丙烷 / 空气爆震的试验研究,并且重复了 Nicholls 的试验,积累了大量试验数据;20 世纪 70 年代,苏联的 Korovin^[9]研究用于磁流体发电和化肥制造的工业型脉冲爆震反应器,在无重大维修下工作 2000h;20 世纪 80 年代后期,美国海军研究生院的 Helman 等^[10]提出了吸气式脉冲爆震发动机概念,使 PDE 作为未来飞行器的动力装置迈出了重要一步。这大大激发了业界对脉冲爆震发动机的研究兴趣,除美国政府研究机构和 PW、GE、波音和洛克西德·马丁等公司以外,日本、加拿大、法国、比利时、俄罗斯以及以色列等国的研究与学术界也积极开展脉冲爆震发动机技术研究。特别是,作为实现涡轮发动机推力增大新方案,涡轮发动机用外涵道脉冲爆震加力燃烧室、脉冲爆震加力燃烧室、脉冲爆震燃烧室等概念在 21 世纪得到美国政府研究机构、工业部门和大学的一致认可,在理论与

试验研究方面开展了大量的探索与研究,目前已经成为未来高性能、轻质量、低成本航空发动机的潜在方案。

2.1 外涵道脉冲爆震加力燃烧室

20 世纪 90 年代后期,美国空军开始投资开发和验证脉冲爆震燃烧发动机技术,1998~1999 年共投入 156 万美元,研究用于下一代有人和无人侦察 / 攻击飞行器及吸气式推进器的脉冲爆震燃烧发动机技术,特别是研究涡扇发动机脉冲爆震外涵加力燃烧室。

2000 年,空军研究试验室 Mawid 等^[11]研究了在涡扇发动机外涵道脉冲爆震加力燃烧室(见图 4)与传统加力燃烧室的性能变化。研究将环形外涵分为 18 个扇形区,每个扇形区为 20°,爆震燃烧在这些区域内交替进行,在哪个时间点上需要闭合的扇形区取决于脉冲爆震频率和循环时间,并采用转动阀门控制填充和吹熄过程。Mawid 将带常规加力燃烧室的涡扇发动机与这种新的脉冲爆震 / 涡扇组合发动机方案的推力、耗油率以及单位推力进行了计算和对比。采用多维 CFD 分析,获得外涵脉冲爆震装置的性能数据。结果表明,相比常规带加力的涡扇发动机,外涵脉冲爆震加力燃烧室涡扇发动机的性能显著提高。特别是,当外涵脉冲爆震加力燃烧室的爆震频率为 100Hz 或者更高时,其推力和单位推力比常规加力式涡扇发动机的增大 1 倍,同时耗油率有所降低。

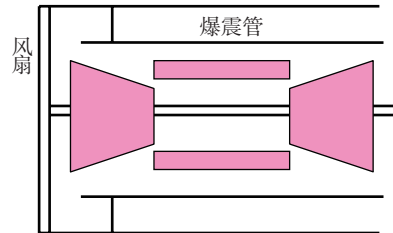


图4 涡扇发动机外涵道脉冲爆震加力燃烧室

Fig.4 Pulse detonation Afterburner in bypass duct of turbine-fan engine

2.2 脉冲爆震加力燃烧室

2001 年, Mawid 等^[12-13]在现有涡扇发动机基础上对加力燃烧室进行了改造,采用环形混合器、沿周向均匀分布 18 个多层脉冲爆震管,如图 5 所示。该研究在确定的海平面静态推力条件和确定的发动机尺寸下进行。根据流经脉冲爆震加力燃烧室的发动机核心气流比例,同样通过采用多维 CFD 和循环分析,进行带有脉冲爆震加力燃烧室的涡扇发动机性能的计算。然而,结果显示相比常规加力涡扇发动机,其推力略微降低。Mawid 将这种性能降低的原因归结为:(1)通过脉冲爆震加力燃烧室内部核心气流增加,导致初始混合油气比的降低;(2)在推力分析中忽略了脉冲爆震排气流流动量。

2002 年, Mawid 进一步进行试验及 CFD 模拟^[14],通过增加适当的扩张喷管(喷管出口面积与吼道处面积比

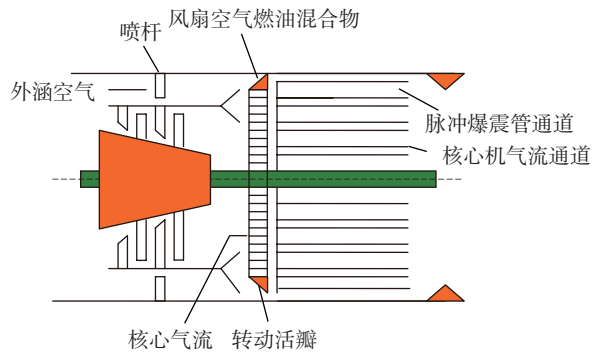


图5 具有脉冲爆震加力燃烧室的涡扇发动机

Fig.5 Turbine-fan engine with pulse detonation afterburner

≥ 1.71) 获得良好的性能,但是由于缺乏试验数据,无法量化具有脉冲爆震加力燃烧室的涡扇发动机的理想计算性能,该项研究未得到很好的持续。

2.3 脉冲爆震燃烧室

进入 21 世纪后,对脉冲爆震 / 涡轮组合发动机的研究以脉冲爆震燃烧室为主,其中 GE 公司和 AFRL 的研究较多。

2.3.1 GE 公司

2007~2011 年,GE 公司全球研究中心 Venkat 等^[15-17]建立了脉冲爆震燃烧室模型(见图 6),对脉冲爆震燃烧室进行了试验。该研究目的是:(1)研究多管脉冲爆震燃烧室的适用性;(2)评估涡轮的效率;(3)量化多管脉冲爆震燃烧室与涡轮的相互影响;(4)定量涡轮的力学响应;(5)获取验证计算方法的试验数据。

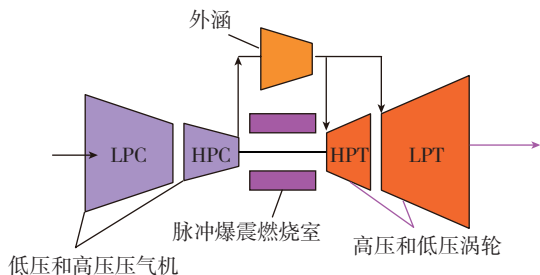


图6 GE公司具有脉冲爆震燃烧室的发动机结构

Fig.6 Engine construction with pulse detonation combustion of GE company

该试验研究是在 GE 公司全球研究中心大型缩比多管脉冲爆震燃烧室 / 涡轮组合系统上进行的。该系统由环形排列的 8 个脉冲爆震燃烧管和 1 台单级轴流涡轮组成。单级轴流涡轮额定流量、转速和功率分别为 3.63kg/s, 25000r/min, 746kW。Adam 利用高频压力传感器研究了流路内压力波间的相互干扰和流经涡轮时的衰减变化,以及多管脉冲燃烧室在单管点燃、所有管同时点燃、所有管依次点燃等 3 种不同点火条件下的工作情况。试验数据分析显示,脉冲爆震燃烧室出口与涡轮进口面的过渡增压波之间的相互干扰,对多管脉冲燃烧

室的工作具有一定的影响;另外,气流通过单级轴流涡轮时,峰值压力脉冲减少 2dB,宽频噪声减少 10dB;最终试验表明,如果对低于预期的燃油设计进行改进,脉冲爆震 / 涡轮组合发动机的效率可以提高 25%。

2.3.2 美国空军研究试验室

2002~2003 年,美国空军研究试验室的 Sivarai 等^[18-21]将脉冲爆震燃烧室与涡轮增压器联合进行试验,并且通过高速压力转换器确定在爆震和排气过程中放置涡轮的影响。试验采用自吸气式脉冲爆震燃烧室和 Garrett T3 涡轮增压器。2 个同时点燃的脉冲爆震管驱动涡轮,连续工作 25min,没有发现任何明显性能损失和损坏,从而证明了脉冲爆震燃烧室与涡轮组合方案的可行性;且平均热效率提高至 6.8%;研究还发现,涡轮能够衰减爆震波引发的震动,因而有利于降低噪声。

2010~2013 年,空军研究试验室 Rouser 等^[22-24]进行了涡轮转速、涡轮压比、气流温度、速度和离开脉冲爆震燃烧室驱动的涡轮增压器不稳定排气密度的研究,以及脉冲爆震燃烧室驱动径向涡轮的能力和其适用性的研究,确定了涡轮进出口流场特性、时间分辨涡轮功率、循环平均单位推力以及等焓涡轮效率之间的关系。研究还提出并评估了不稳定涡轮效率的表述,计算出热传递影响,以及包括扩展加权的总压比和统计的多个循环平均值。目的是设计试验设备,将脉冲和稳定状态下涡轮的性能进行对比,整个试验设备侧视图如图 7 所示。

此项研究最终采用压缩空气代替燃烧燃气驱动轴向涡轮,模拟脉冲爆震燃烧室循环。通过随电机旋转的球状阀门模拟脉冲爆震燃烧室冷气流,转动阀放置在增压室上游,并将气流分为 6 股。2 个带有控制装置的高压电动机驱动阀门在所需频率下转动。

此项研究前期表明,采用脉冲爆震燃烧室比采用等压燃烧室的单位推力增大 41.3%,耗油率降低 27.8%。这意味着,通过脉冲爆震燃烧室驱动涡轮增压器增大单位推力是发展趋势。然而,此项研究的后期表明,循环平均涡轮效率比制造商报告的常规稳定涡轮的最大效率低 30%。但是,爆震燃烧获得的性能提高在一定程度上比涡轮性能衰减要多。稳定与非稳定涡轮工作的对比表明,产生相同推力时,脉冲爆震燃烧室驱动的非稳定状态工作涡轮效率较低。因此,未来脉冲爆震燃烧室驱动涡轮的潜力在于产生比稳定燃烧驱动涡轮更大的推力。

3 脉冲爆震燃烧室 / 加力燃烧室关键技术

虽然国内外在性能计算、数值模拟以及试验等方面对脉冲爆震燃烧室进行了广泛的研究,但仍处于初步阶段,还存在很多关键技术难题,主要包括以下方面:

(1) 稳定可靠的高频短距起爆技术。直接起爆需

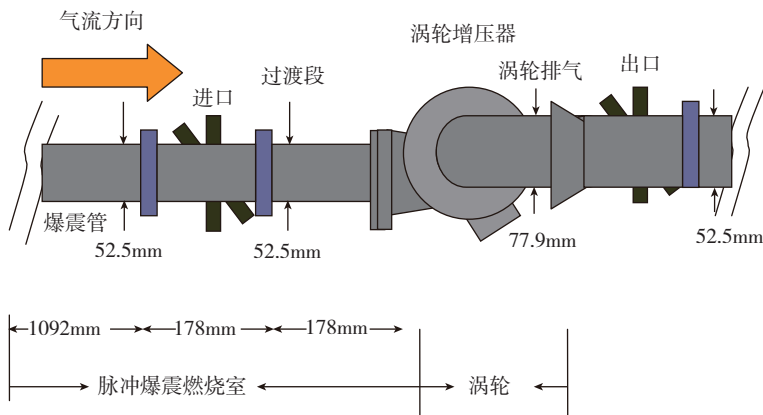


图7 脉冲爆震燃烧室涡轮试验段布局侧视图

Fig.7 Side view of turbine test section configuration of pulse detonation combustion

要巨大的能量,因此,脉冲爆震涡轮发动机的发展需要解决高频短距起爆问题,需要研究的问题包括:先进的点火方法,如预爆管点火、瞬态等离子体点火、分布式点火源点火等;脉冲爆震燃烧室内障碍物的结构优化;液态燃料的喷射与混合以及起爆等。

(2) 液体燃料与氧化剂的雾化、喷射、掺混。对于使用液体燃料脉冲爆震燃烧室来说,燃料的喷射、掺混和点火是最困难的问题之一,具有快速反应时间、大质量流率和有高度可控性的喷射系统对满足脉冲爆震燃烧室高频运行十分重要。

(3) 脉冲爆震涡轮发动机控制技术。多管脉冲爆震燃烧室工作过程相互影响,因此要合理设计多管脉冲爆震燃烧室头部的进气结构(有阀、无阀)。

(4) 脉冲爆震燃烧室与压气机、涡轮的匹配。爆震波形成后,脉冲爆震燃烧室是高压燃气,所以必须在压气机与脉冲爆震燃烧室之间设计合适的气动阀或者机械阀,以防止其高压燃气倒流进入压气机,引起压气机喘振。合理的机械阀或气动阀的结构设计与优化是未来一个重大挑战。需要研究的问题包括:机械阀/气动阀/旋转阀的结构设计;脉动出口条件下压气机的效率、稳定性;压气机与多管脉冲爆震燃烧室之间的协调工作等。脉冲爆震燃烧室出口同涡轮的连接结构将是未来研究的重点。其出口存在涡轮转动部件,工作循环也会受涡轮的影响;另一方面,脉冲爆震燃烧室出口气流是高幅值脉动的非定常流动,涡轮进口的参数变化剧烈。现有的涡轮设计方法很难保证这种高幅值脉动气流作用下涡轮的功率提取效率,因此需要研究的问题包括:脉冲爆震燃烧室与涡轮的相互作用;涡轮的非定常效率以及功率输出;适合脉冲爆震燃烧室的涡轮结构强度设计等。

(5) 脉冲爆震涡轮发动机的性能分析方法与数值

模拟技术,包括流场测量与诊断技术、非稳态循环参数与性能参数测量等。

(6) 脉冲爆震涡轮发动机的降噪技术。脉冲爆震燃烧室工作时产生巨大的非线性噪声,需要研究主动噪声控制技术。

4 结束语

提高飞机机动性能和增大喷气发动机短时间推力的需求,带动了脉冲爆震燃烧室/加力燃烧室技术的蓬勃发展。在传统燃烧室得到不断改进和完善的同时,国内外学术界、研究界与工业界正在创新地研究和试验脉冲爆震燃烧室/加力燃烧室,并且已经取得了显著的进展。但是,研究与试验结果表明,采用脉冲爆震技术的推进系统要进入使用阶段,要面临诸多技术挑战,还有很多工程实际问题需要解决。

参考文献

- [1] 吴川. 涡扇-脉冲爆震组合发动机内外涵掺混研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.
- [2] 李慎佩. 旋转阀式扇环形脉冲爆震-涡扇组合发动机关键技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.
- [3] 张华, 范玮, 叶斌, 等. 雾化效果对脉冲爆震室性能影响的实验研究. 航空发动机, 2007,33(1):27-29.
- [4] 李建玲, 范玮, 李强, 等. 脉冲爆震火箭发动机喷管构型数值研究. 航空发动机, 2010, 36(3):5-9.
- [5] 李娜. 2相多循环脉冲爆震发动机燃烧噪声辐射特性试验研究. 航空发动机, 2010,36(6):32-35.
- [6] 卢杰, 郑龙席, 王治武, 等. 采用脉冲爆震外涵加力燃烧室的涡扇发动机性能研究. 推进技术, 2014,35(6):858-864.
- [7] Nicholls J A, Wilkinson H R, Morrison R B. Intermittent Detonation as a thrust-producing mechanism. Jet Propulsion, 1957(5):534-541.
- [8] Krzycki L J. Performance characteristic on an intermittent-detonation device. U.S. Naval Ordnance Test Station, China lake, 7655ASTIA 284-312, 1962.
- [9] Korovin L N, Losev A, Ruban S G. Combustion of natural gas in a commercial detonation reactor. Fizik Gor.Vztyva, 1981, 17(3):86.
- [10] Eidelman S, Grossmann W. Pulsed detonation engine: experimental and theoretical review. AIAA-1992-3168.
- [11] Mawid M A, Park T W. Performance analysis of a pulse detonation device as an afterburner. AIAA-2000-3474.
- [12] Mawid M A, Park T W. Application of pulse detonation combustion to turbofan engines. 2001-GT-0448.
- [13] Mawid M A, Park T W. Towards replacement of turbofan engines afterburners with pulse detonation devices. AIAA-2001-3470.
- [14] Mawid M A, Park T W. Turbofan engine thrust augmentation with pulse detonation afterburners. AIAA-2002-4073.
- [15] Venkat E T, Adam R, Anthony J D. Performance of a Pulse

(下转第 119 页)

发成成本高(0.5~5亿美元)、生物制品相对简单等挑战。

3 自适应制造的主要方法与工具

AM计划的重点投资领域虽涉及诸多不同的科学、技术及应用领域,但大多数研发项目所采用的主要方法和工具都是相同的。目前,自适应制造计划中研究应用较多的方法与工具包括:

(1) 铸造式基于平台的设计。

由 DARPA 在 20 世纪 80 年代参与投资开发,至今已发展成为集成电路产业的基石。1980 年,卡佛·米德和林恩·康威在 DARPA 的资助下开发了超大规模集成(VLSI)系统设计工具,教大学生如何在无半导体生产设备的情况下自行设计计算机电路。采用这种设计工具能够通过可升级的基于模型的设计与验证来梳理制造产生的设计问题,并由不同的小组各自独立解决,最后再集成起来用于产品生产。这些计算机芯片自适应制造技术研发的经验对后续的项目研究都有所借鉴,尤其是在开放式体系结构、可共享的基础结构及设计分析工具等方面。目前,该方法在自适应车辆制造、开源制造、生命铸造厂及梯度折射率光学组件制造等项目中都所有应用。

(2) 奖金挑战赛。

为了更好地激发人的潜能,攻坚克难, DARPA 设立了基于创业精神的奖金挑战赛机制,其中包括 DARPA 挑战大赛、城市挑战赛、网络“红气球”挑战赛、粉碎机挑战赛,以及其他面向未来发展的新的自适应制造挑战赛。FANG 项目中延续了这种奖金挑战赛机制,旨在开发满足美国海军陆战队需求的两栖战车。

(3) 研发游戏化。

针对一些复杂的设计问题, DARPA 将其转化成解谜形式,把这些问题放在互联网上的大型多人游戏系统中,通过强大的计算机工具与大量创新者之间的合作来解决。这种技术被称为“众源”,能够更好地利用人类天生的问题解决能力,比只运用计算机分析快捷得多。比如,运用计算机分析一个感染 HIV 的猕猴的蛋白质长达 15 年仍没有得到答案,但是最近却在网上被 Foldit(由 DARPA 资助的一款基于物理学设计的游戏)的游戏玩家破解,并已通过 X 射线晶体学确认。

(4) 快速验证方法及工具。

工程人员通过实际经验已经认识到,计算机虽然先进,但是分析能力并不强大,除非分析结果和设计预测正好匹配。自适应制造计划也支持快速验证方法及工具的开发,比如,开源制造项目正在开发新的设计和可通过经验数据验证的具有仿真功能的生产力分析工具。

(5) 协作工具。

自适应制造计划正在开发协作方法,打造可靠、安全以及可信的基础结构分享环境,知识产权共享环境,设计验证以及产品物流计划。类似 UAVForge、vehicleforge.mil 等网站为参与人员提供了在线沟通平台,可以共同合作开发、评估、提交并且评论新的系统概念。

(6) 可计算的设计工具链。

DARPA 正在利用高性能计算机推动全新种类材料的设计,并且采用这些新材料来设计可生产的组件。自适应制造对系统性能进行多域分析,从而实现“一次性生成即保证无误”的设计,即不仅要在第一时间建立正确的设计,同时需确保其在本质上的可生产性。

4 结束语

近 50 年来, DARPA 通过有效的自适应制造,已经在开发更小、更轻、更快的技术方法、生产工艺、流程和工具,重塑全球工业格局的过程中取得了显著的成绩。自适应制造计划正在对可能的技术进行重新定义,并重新确立未来军事系统的制造模式,这将彻底改革美国未来的作战方式。未来 DARPA 将继续与美国国防部及美国政府的其他研发机构保持通力协作,为重振美国制造业,确保美军的技术优势地位,从战略高度保障国家安全不懈努力。

(责编 玲犀)

(上接第 116 页)

Detonation Combustor-Based Hybrid Engine. ASME 2007-GT-28056.

[16] Venkat E T, Narendra D J. Systems level performance estimations for a pulse detonation combustor based hybrid engine. ASME 2008-GT-51525.

[17] Anthony J D, Adam R, Venkat T. Operation and noise transmission of an axial turbine driven by a pulse detonation combustor. ASME 2005-GT-69141.

[18] Sivarai A K. Parametric and performance analysis of a hybrid pulse detonation/turbofan engine[D]. Arlington: University of Texas, 2011.

[19] Sudip B, Hao T. Comparative performance analysis of combined-cycle pulse detonation turbofan engines (PDTEs). Propulsion and Power Research, 2013,2(3):214-224.

[20] Nicholas C L. Heat transfer experiments of a pulse detonation driven combustor[D]. Wright-Patterson Air Force Base, Ohio: Airforce Institute of Technology, 2011.

[21] Aaron J G, Nicholas C, Ephraim G. Performance of an axial flow turbine driven by multiple pulse detonation combustors. AIAA-2007-1244.

[22] Rouser K P, King P I. Unsteady performance of a turbine driven by a pulse detonation engine. AIAA 2010-1116.

[23] Rouser K P. Unsteady specific work and insentropic efficiency of a radical turbine driven by pulsed detonations[D]. Wright-Patterson Air Force Base, Ohio: Airforce Institute of Technology, 2012.

[24] Mark H F, Steven E G. Design and fabrication of an experimental test facility to compare the performance of pulsed and steady flow through a turbine. AIAA-2013-0277.

(责编 玲犀)