

空天飞行器先进风洞实验技术及我国发展建议

◆ 吴根¹ 姜宗林² 罗凡¹

1. 科技部基础研究管理中心, 北京 100862

2. 高温气体动力学国家重点实验室(中国科学院力学研究所), 北京 100190

摘要 随着空间科学蓬勃发展, 各国争相抢占空间科学的战略制高点, 发展高超声速风洞技术的战略意义日渐凸显。我国在爆轰驱动高超声速激波风洞研究方面已经走在国际前列, 核心技术具有自主知识产权。如何发挥已有设施的作用, 加强风洞实验测量技术的研究与开发, 提高实验数据的分析能力和在实际空天工程中的应用是我国下一步需要思考的问题。

关键词: 高超声速风洞 爆轰驱动 发展建议

中图分类号: O354 文献标识码: A

文章编号: 1009-2412(2014)01-0013-04

DOI: 10.3969/j.issn.1009-2412.2014.01.002

一、发展空天飞行器风洞实验技术的意义

21世纪以来, 空间科学蓬勃发展, 欧美等发达国家相继制定了各种空间探测计划, 并给出了“载人技术、载人登月、载人登火”等时间表。各国在空间科学领域大量投入, 争相抢占空间科学的战略制高点, 使空间科技水平成为一国科技水平的缩影。

我国在空间科学领域也相继开展“载人航天”和“探月工程”等计划, 并计划以“绕、落、回”的月球探测活动为牵引, 逐步开展火星探测以及深入太阳系的空间科学研究^[1]。2013年6月, 我国第5艘载人飞船“神舟十号”成功发射, 标志着我国“载人航天”技术达到了一个新的高度。早前的“嫦娥一号、二号”已经成功完成“绕月”的任务, 2013年年底发射的“嫦娥三号”首次释放月球车, 开展“落月”的实

收稿日期: 2014-1-25 修回日期: 2014-2-17

联系作者: 吴根, 研究员, wg@htdrc.com; 姜宗林, 研究员, zjiang@imech.ac.cn。

验。“载人航天”和“探月工程”的顺利实施稳步推进着我国空间科学的发展。

空天飞行器包括各种飞机、飞船、火箭、导弹和卫星等, 是实现各种空间探测计划的载体工具。高超声速(马赫数大于5)的先进空天飞行器由于可以大幅提高人类进入、控制和利用空间的能力, 其战略价值巨大, 是各国航空航天工业争相发展的热门领域^[2]。但是, 高超声速飞行条件下的飞行器周围会出现“高温气体效应”, 气流温度、空气组分等均会发生显著变化, 对飞行器气动热/力特性产生严重影响^[3]。因此, 在先进空天飞行器的研制过程中, 需要用高超声速风洞对不同飞行空域的飞行条件进行模拟。高超声速风洞技术的发展对于先进空天飞行器的研制以及航空航天技术的发展具有战略意义。

二、国内外空天飞行器风洞实验技术发展现状和趋势

目前, 美、俄、欧、中等航空航天大国均已建成不同类型的高超声速风洞, 这些风洞在先进空天飞行器研制中为解决高超声速流动和高温气体效应等问题提供了有力的模拟手段。

风洞最重要的指标是气流参数和实验时间。风洞气流参数(主要是风洞产生的高焓流动的 Ma 数与气流总温)的提高, 所提供的实验时间就会缩短, 这两方面的协调是高超声速风洞建造中的重要问题。目前, 美国已经基本建成覆盖 Ma 数5—30的各类型高超声速风洞, 我国由中国科学院力学研究所研制的JF系列风洞也基本覆盖 Ma 数5—25的范围^[4]。

高超声速风洞根据加热实验气体的方式, 可分为常规加热型高超声速风洞和激波加热型风洞两大类。

1. 常规加热型高超声速风洞

常规加热型高超声速风洞一般采用电能将实验

气源在高压条件下预热到需要的温度状态,然后经过喷管加速膨胀,在风洞实验区里获得高焓流动。常规加热型高超声速风洞采用连续运行模式,能够提供较长的实验时间和较宽的马赫数范围,所以在高超声速气动实验中得到广泛应用。但是,由于该类型风洞加热器系统较为复杂,造价昂贵,且加热过程中热损耗严重,电能消耗极大。另外,由于该类型风洞高温条件下加热时间长,对加热器系统及气源容器(蓄热器)材料有较高的耐热要求。常见的加热器有镍铬电阻加热器、铁铬铝电阻加热器、氮气/钨电阻加热器以及近年来发展的石墨电阻加热器等。常用的蓄热器有氧化铝卵石蓄热器和氧化锆卵石蓄热器。同时,由于电极和蓄热器受高温空气的侵蚀,对实验气体存在一定的污染,不同程度上影响了实验结果。另外,受加热器的加热能力限制,常规加热型高超声速风洞很难获得总温高于 2500K 的高焓流动,应用有一定局限性。

美国 NASA 格林研究中心的 HTF 风洞应用电加热氮气再补氧气的方法获得高焓气体,即一种典型的常规加热型高超声速风洞^[3]。HTF 能够模拟的高焓流动的马赫数范围 5—7,模拟时间为几十秒到分钟量级,模拟的飞行高度 20—30km,获得的气流总温 1200—2200K。我国在常规加热型高超声速风洞技术方面落后于国际先进水平,目前能够获得的实验气流低于马赫数 7,国外同类装置已经可以达到马赫数 8。

2. 激波加热型风洞

激波风洞使用入射激波加热实验气体,属于脉冲型实验装备。其基本原理是应用一定的驱动技术在激波管里产生所需强度的入射激波去压缩激波管内的实验气体,以产生满足高超声速飞行条件要求的驻室状态。目前国际上发展的高超声速激波风洞根据驱动模式又分为 3 种:

(1) 加热轻气体驱动高超声速激波风洞

加热轻气体驱动高超声速激波风洞的基本原理是通过提高驱动气体压力和声速提高入射激波马赫数。加热轻气体驱动模式采用高声速的轻气体作为驱动气体,再利用加热方法进一步提高驱动气体声速,进而提高入射激波马赫数。国际上应用加热轻气体驱动模式的激波风洞的代表是美国 Calspan-UB 研究中心的 LENS 系列激波风洞^[5-9]。其性能基本覆盖了航天飞行器的飞行走廊。其中,LENS II 风洞应用氦/氮混合气作为驱动气体,实验模拟能力为马

赫数 3—7,实验运行时间为 30—80ms,主要用于临近空间低段飞行器实验;LENS X 风洞是一座大型膨胀风洞,具有模拟马赫数 12 以上飞行条件的能力,主要用于临近空间中段飞行器实验;LENS XX 膨胀风洞是为了满足美国星际深空探测的需要于 2009 年建造的,具有能够产生马赫数 30 的高焓流动的能力,主要用于临近空间高段飞行器实验。LENS 系列激波风洞采用双模片技术,保证了风洞实验状态具有良好的可重复性,几乎所有的美国高超声速项目都在 LENS 系列风洞上开展过气动实验,包括全尺度的 X-51 和 HTV-2^[6-9]。

加热轻气体驱动高超声速激波风洞其技术发展的成功。但是,由于该类风洞使用大量加热的氢气或氦气等,实验成本昂贵,其存储、加热和排放极具危险性,使得加热轻气体驱动技术的应用及其大尺度扩展具有很大的局限性。

(2) 自由活塞驱动高超声速激波风洞

自由活塞驱动高超声速激波风洞利用高速运动的自由活塞压缩产生高压驱动气体。风洞运行时,首先把很重的自由活塞加速到很高的速度,然后依靠自由活塞的动能压缩激波管里的驱动气体。当驱动气体压力达到设定压力时,隔离驱动气体和实验气体的主膜片破膜,形成入射激波。

自 1967 年首次发现利用自由活塞压缩产生驱动气体能在激波管里产生更强的入射激波以来,自由活塞驱动方式已经在世界范围内得到了广泛的应用。已经建造的自由活塞驱动激波风洞有澳大利亚国立大学的 T3 激波风洞和昆士兰大学的 T4 激波风洞^[10],美国加州理工学院的 T5 激波风洞^[11,12],德国 DLR 的 HEG 激波风洞^[13],日本国家航天实验中心的 HEK 和 HIEST 激波风洞^[14,15]。

在目前发展的自由活塞驱动高超声速激波风洞中,日本国家航天实验中心的 HIEST 以其尺度最大、技术成熟、实验时间长而最具代表性。HIEST 的主要性能指标是:高焓流动速度 3—7 km/s,飞行马赫数 8—16、动力学压力 50—100kPa,稳定实验时间 2—6ms^[14,15]。应用 HIEST,日本国家航天实验中心开展了一系列的高焓流动实验,如真实气体效应对日本太空飞行器 Hope-X 俯仰力矩的影响等^[16]。

自由活塞驱动高超声速激波风洞技术的发展是成功的,已经成为高超声速激波风洞的国际主流装备之一。但是,由于自由活塞移动缺乏有效控制机制,造成驻室压力波动严重,使得这种驱动技术虽然

具有产生高焓实验气流的能力,其实验气流品质却不高,重复性较差而且实验时间太短,例如 HIEST 的压缩段和激波管总共有 60m 长,能提供的实验时间仅仅为 2—6ms,而且在这段实验时间内驻室压力降低幅度高达 20%—30%。另外,自由活塞驱动技术相对复杂,风洞运行成本高,也在一定程度上限制了自由活塞驱动技术的应用与扩展。

(3) 爆轰驱动高超声速激波风洞

爆轰驱动模式是利用可燃混合气爆轰后的高压燃气作为驱动气体而产生入射激波,由于气相爆轰压力远远高于可燃混合气的初始压力,所以爆轰驱动模式是一种更方便有效的驱动气体产生方法。

我国在爆轰驱动高超声速激波风洞的技术领域已经取得了一系列原创性成果,在临近空间低段已经具有复现高超声速飞行条件的能力,处于国际领先水平。中国科学院力学研究所俞鸿儒院士领导的小组在可燃气起爆、反向爆轰高反射峰压消除、高初始压力的充气均匀混合等关键技术上的突破,使得反向爆轰得以实用化^[17-22]。目前世界上已建成的爆轰驱动高超声速激波风洞主要有中国科学院力学研究所的 JF 系列激波风洞,德国 Aachen 工业大学和中国科学院力学研究所合作建成的 TH2-D 高焓激波风洞^[23-24],美国 NASA 的 HYPULSE 激波风洞^[25-26]。

中国科学院力学研究所的 JF 系列风洞是最具代表性的爆轰驱动高超声速激波风洞,该系列风洞分为 JF10、JF12、JF16 等。JF12 高超声速激波风洞是国际首座超大型爆轰驱动激波风洞,主要用于临近空间低段飞行器实验,具有复现 25—50km 高空、马赫数 5—9 范围高超声速飞行条件的能力,获得的有效实验时间长达 100ms,喷管直径 2.5m,其性能指标全面超过美国 LENS II 风洞^[27-28]; JF10 高超声速激波风洞主要用于临近空间中段飞行器实验,产生的实验气流总温高达 8000K,总压 80MPa,气流速度为 6km/s,能够覆盖的飞行马赫数 10—20,稳定实验时间超过 6ms^[29-31];为满足探月和其他星球探测科研活动的需求,中国科学院力学研究所还研制了 JF16 高超声速激波风洞,主要用于临近空间高段飞行器实验,实验气流速度 7—9km/s,马赫数 20—25,气流总温 10 000K 左右,有效实验时间 100 μ s^[31,32]。

爆轰驱动激波风洞经过近十几年来的迅速发展,突破了一些重要的关键技术,具有产生高焓实验气流的能力强、提供的有效实验时间长、运行成本低、扩展性好等特点,是一种具有良好发展前景的高

超声速激波风洞。但在临近空间中/高段的实验模拟能力方面由于风洞尺度小,实验时间短,与国家日益发展的需求相比尚有欠缺。

三、对促进我国空天飞行器先进风洞实验技术发展的建议

随着“载人航天”和“探月工程”等重大科技任务的深入推进,以及未来星球探测等深空探测活动的需求,对先进空天飞行器研制、配套探测技术研发以及地面风洞实验数据与天上飞行数据相关性分析等提出了更高的要求。

1. 发挥现有装置作用,提升临近空间中/高段实验模拟能力

我国 JF12 高超声速激波风洞受到了国家重大科研装备研制项目“复现高超声速飞行条件激波风洞”的支持,历时 4 年研制成功,其核心技术具有自主知识产权。JF12 高超声速激波风洞的成功研制,使我国临近空间低段的实验模拟问题基本解决,充分发挥该装置的作用具有重要意义。

为进一步提升空天飞行器地面实验装备与技术的研发,并满足国家重大研究项目的需求,建议在现有风洞装置的基础上,通过重大科研装备研制专项等途径进一步支持,保持相关研究工作的延续性,加快用于临近空间中/高段的风洞技术提升,以满足国家战略需求。

2. 加强风洞实验测量技术的研究与开发

高超声速风洞实验具有实验时间短、流动速度快、激波强度大、气流总温高并含有带电粒子的特点。实验时间短,要求测量传感器的频率响应高;流动速度快,要求传感器耐冲刷;强激波能够显著改变当地流场状态,无干扰和小干扰测量技术值得倡导;气流总温高是一个非常严酷的要求,耐高温传感器与尽可能短的响应时间是关键问题;热化学反应流动的带电粒子干扰传感器测量信号,也可能降低实验结果的可靠性,而这种干扰与当地流场状态密切相关,目前尚缺乏可行的修正方法。总之,风洞实验探测技术的研发是极具挑战性的工作,其难度不低于风洞实验装备本身。

我国目前在高精度与先进风洞测量技术和配套设备方面严重依赖从国外引进,成为提升我国先进空天飞行器风洞试验研究结果可靠性的瓶颈。建议针对高超声速风洞实验测量技术的上述特点,设置

专项的研究课题,使得测量技术的发展与先进风洞装置本身的发展相匹配。

3. 加强风洞实验数据相关性的分析与应用

高超声速飞行器在实际飞行状态下的气动力/热特性是飞行器设计与飞行实验规划最重要的依据。国内外已建设的众多高超声速风洞已经获得了大量的实验数据,但由于风洞的实验环境与真实高超声速飞行环境存在差别,使得通过风洞实验获得的气动力/热数据无法直接作为飞行器设计的依据。

因此,通过开展地面风洞实验数据与天上真实飞行实验数据关联规律的研究,从而获得由地面风洞实验数据到天上实际飞行条件的“天地换算方法”具有非常重要的工程应用价值。JF12 高超声速激波风洞的复现能力和 JF10 与 JF16 风洞的先进性能为我国“天地换算方法”的研究奠定了基础。加强地面风洞实验数据相关性基础理论和分析方法的研究,不仅能够全面提升我国现有风洞实验数据的利用效率,同时也能为国家空天飞行器的研发提供更可靠的气动数据,有效降低飞行实验的频率与风险。

参考文献

- [1] 中华人民共和国国务院新闻办公室. 2011 年中国的航天. 2011
- [2] Presentation to AIAA HyTASP Committee Hypersonic Technology Status and Development Roadmap, 2003
- [3] Lu F K, Marren D E. Advanced hypersonic test facilities. Progress in Astronautics and Aeronautics, 2002, 198
- [4] Office of the Secretary of Defense: Developments and Trends in China's Defense Industry: Annual Report to Congress (2012—2013)
- [5] Young J C, et al. Space shuttle entry aerodynamic comparison of flight preflight predictions. The First Flight Testing Conference, Las Vegas, NV, AIAA, 11—13, 1981, AIAA-81-2476
- [6] Dumm M G, Moller J C, Steele R C. Development of a new high-enthalpy shock tunnel. 1988, AIAA-88-2782
- [7] Holden M S. Recent advances in hypersonic test facilities and experimental research. 1993, AIAA-93-5005
- [8] Holden M S, Wadhams T P, Candler G V. A review of experimental studies in the LENS shock tunnel and expansion tunnel to examine real-gas effects in hypervelocity flows. 2004, AIAA-2004-0916
- [9] Holden M S, Chadwick K M, Kolly J M. Hypersonic studies in the LENS facilities. 1995, AIAA-95-6040
- [10] Stalker R T, Morrison W R D. New generation of free piston shock tunnel facilities. Proceeding of 17th International Symposium on Shock Tube and Waves, Bethem, 1989
- [11] Hornung H G. The piston motion in a free-piston driver for shock tubes and tunnels. GALCIT Rep. FM88-1, 1988
- [12] Hornung H G. Performance data of the new free-piston shock tunnel at GALCIT. 1992, AIAA Paper 92—3943
- [13] Eitelberg G. First results of calibration and use of the HEG. 1994, AIAA Paper 94—2525
- [14] Miyajima H. Design concept of the NAL/NASDA high-enthalpy shock tunnel. 4th Int Workshop on Shock Tube Technologies
- [15] Itoh K et al. Improvement of a free piston driver for a high-enthalpy shock tunnel, Shock Waves, 1998, 8: 215—233
- [16] Itoh K, Ueda S, et al. Hypersonic aerothermodynamic and scramjet research using high-enthalpy shock tunnel. Shock Waves, 2002, 12: 93—98
- [17] 俞鸿儒, 赵伟. 氢氧爆轰驱动激波风洞性能. 流体力学测量与控制, 1993, 7(3): 38—42
- [18] 张欣玉, 俞鸿儒, 赵伟, 李仲发. 氢氧爆轰直接起始实验研究. 流体力学测量与控制, 1996, 10(3): 63—68
- [19] 赵伟, 李仲发, 谷笏华, 俞鸿儒. 氢氧爆轰波与界面的相互作用. 流体力学测量与控制, 1996, 10(3): 41—46
- [20] 赵伟, 俞鸿儒. 过临界喷管充气混合装置. 空气动力学学报, 1999, 17(3): 279—284
- [21] Zhao W, Jiang Z L, et al. Performance of a detonation driven shock tunnel. Shock waves, 2005, 14: 53—59
- [22] Yu H R, Chen H, Zhao W. Advances in detonation driving techniques for a Shock tube/ tunnel Shock waves, 2006, 15: 399—405
- [23] Yu H R, Esser B, Lenartz M, Gronig H. Gaseous detonation driver for a shock tunnel. Shock Waves, 1992, 2: 245—254
- [24] Habermann M, Olivier H, Grong H. Operation of a high performance detonation driver in upstream propagation mode for a hypersonic shock tunnel. Proceedings of the 22nd International Symposium on Shock Waves, 1999(1): 447—452
- [25] Erdos J I, Calleja J, Tamagno J. Increases in the hypervelocity test envelope of the hypulse shock-expansion tube. 1994, AIAA-94-2524
- [26] Bakos R J, Erdos J I. Options for enhancement of the performance of shock-expansion tubes and tunnels. 1995, AIAA-95-0799
- [27] 姜宗林, 李进平, 赵伟, 刘云峰, 俞鸿儒. 长试验时间爆轰驱动激波风洞技术研究. 力学学报, 2012, 44(5): 824—831
- [28] Jiang Z, Yu H. Experiments and development of the long-test-duration hypervelocity detonation-driven shock tunnel (LHDst). 2014, AIAA-2014-1012
- [29] Jiang Z, Zhao W, Wang C, Takayama K. Forward-running detonation drivers for high-enthalpy shock tunnels, AIAA J, 2002, 40(10): 2009-2016
- [30] Jiang Z L, Lin J, Zhao W. Performance tests of JF-10 high-enthalpy shock tunnel with a FDC driver. International Journal of Hypersonics, 2011, 2: 29—35

(下转第 12 页)

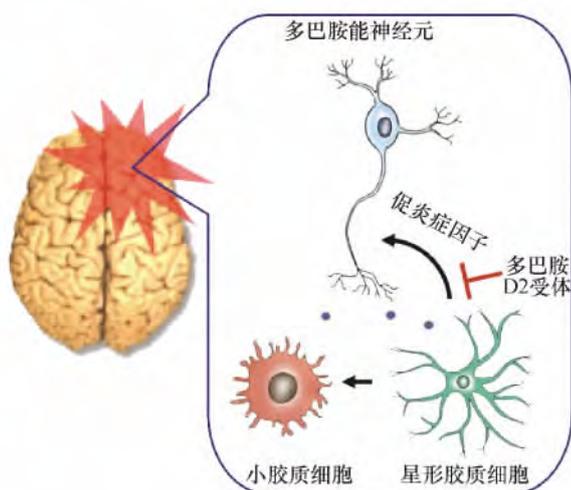


图 15 大脑星形胶质细胞、小胶质细胞和神经元
三种细胞之间相互通信模式图

在生理条件下,星形胶质细胞的多巴胺 D2 受体(Drd2)发挥抑制促炎症因子产生的作用。在脑衰老和与衰老相关的神经系统退行性疾病发生的情况下,星形胶质细胞的 Drd2 信号降低,从而导致炎症介导因子的过度产生,促进了脑老化和神经退行性疾病的发生和发展。

【专家点评】

王以政(中国科学院上海生命科学研究院神经科学研究所研究员):随着我国人口老龄化速度的加快,神经退行性疾病(如老年性痴呆、帕金森病)受到越来越多的关注。但迄今为止,脑老化和神经退行性疾病的起因尚不清楚。此前的研究表明,人进入中年后大脑呈现衰老迹象,同时伴有多巴胺 D2 受体水平下降。周嘉伟研究组发现,星形胶质细胞的多巴胺 D2 受体下降会导致大脑的慢性神经炎症,促进帕金森病的发生和发展。他们这一成果揭示了星形胶质细胞的多巴胺 D2 受体在神经炎症抑制过程中的重要作用,对理解脑老化的成因和建立以星形胶质细胞多巴胺 D2 受体为基础的脑老化和神经退行性疾病防治的新方法具有重要的科学意义和社会意义。

(科技部基础研究管理中心 提供)

Brief Introduction to Top10 Science Advances,
China 2013

(上接第 16 页)

- [31] 姜宗林,俞鸿儒.高超声速激波风洞研究进展.力学进展,2009,39(6):766—776
- [32] Jiang Z. Near-orbital speed flow generation and its visualization. ICHSIP2013, Muroran, Oct. 17—20, 2013 (Invited Lecture)

Advanced Wind Tunnel Testing Techniques of Aerospace Vehicle and Suggestions for Its Future Development in China

Wu Gen¹, Jiang Zonglin², Luo Fan¹

1. Department of Basic Research of Ministry of Science and Technology of People's Republic of China, Beijing 100862

2. State Key Laboratory of High-temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190

With the rapid development of space science and

the intense competitions among countries for the strategic commanding height in this area, the strategic significance of developing hypersonic wind tunnel techniques is gradually becoming more and more obvious. China has become one of the front runners in the world in the research of detonation-driven hypervelocity shock tunnel and we possess Independent Intellectual property rights for our core technologies. Therefore, next, China should begin to consider how to fully utilize the existing facilities, strengthen the researches and development in shock tunnel testing measurement, and improve its capabilities of analyzing experimental data and applying them into practical aerospace projects.

Keywords: aerospace science; detonation-driven shock tunnel; development suggestion