

再入飞行力热环境预测与试验技术研究进展

康甜, 李明海, 李春丽, 王文, 周林, 吴连军, 刘青林

(中国工程物理研究院总体工程研究所, 四川 绵阳 621999)

摘要: 总结了近 5 年来再入飞行力热环境预测与试验技术的研究进展。针对高速绕流流场引起的宽频声振环境和瞬态热环境, 调研了国内外在上述环境的数值模拟预测、等效模拟试验和试验观测方面的最新研究情况和目前仍面临的难点问题。重点介绍了中物院总体所围绕再入飞行力热环境预测与试验方面开展的研究工作和已取得的部分研究成果。提出了后续研究方向和建议。再入飞行力热环境数值模拟预测技术和等效模拟试验技术在飞行器的设计、验证方面将发挥更加重要的作用, 朝着再现实际飞行力热环境的终极目标继续迈进。

关键词: 再入飞行; 脉动压力; 振动响应; 等效模拟试验

中图分类号: TJ013; V419

文献标识码: A

文章编号: 1672-9242(2021)03-0001-08

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2021.03.001

Recent Development of Re-entry Aero-thermal-dynamic Environmental Prediction and Test Technology

KANG Tian, LI Ming-hai, LI Chun-li, WANG Wen, ZHOU Lin, WU Lian-jun, LIU Qing-lin

(Institute of Systems Engineering, China Academy of Engineering Physics, Mianyang 621999, China)

ABSTRACT: Development of re-entry aero-thermal-dynamic environmental prediction and test technology in recent five years was summarized. The wideband acoustic-vibrational environment and the transient thermal environment caused by high velocity flow around flight vehicle were focused. The newly numerical simulation and prediction methods, equivalent simulate test methods and experiment researches were investigated. Challenges and unsolved problems were discussed. The recent works and achievements conducted by ISE were introduced. The future works were suggested. Re-entry aero-thermal-dynamic environmental prediction and test technologies are critical to flight vehicle design and qualification, and will contribute to the realization of real flight aero-thermal-dynamic environments.

KEY WORDS: re-entry flight; fluctuate pressure; vibrational response; equivalent simulate test

导弹武器装备在贮存、运输及飞行全任务剖面中, 将遭受各种环境因素的影响, 其中, 再入环境的影响尤为突出。再入飞行时, 外表面的高速绕流流场将诱导复杂的振动、噪声、过载和气动热等环境, 有

可能产生复杂的环境效应, 如结构破坏、可靠性和安全性问题。因此, 认识再入环境, 并在实验室复现, 是进行产品环境适应性设计与评估的基础。要确保实验室环境试验考核的充分且恰当, 将面临 2 个基础问

收稿日期: 2021-02-04; 修订日期: 2021-02-24

Received: 2021-02-04; Revised: 2021-02-24

作者简介: 康甜 (1987—), 女, 硕士研究生, 工程师, 主要研究方向为装备环境条件分析。

Biography: KANG Tian(1987—), Female, Engineer, Postgraduate, Research focus: weapon environment condition analysis.

引文格式: 康甜, 李明海, 李春丽, 等. 再入飞行力热环境预测与试验技术研究进展[J]. 装备环境工程, 2021, 18(3): 001-008.

KANG Tian, LI Ming-hai, LI Chun-li, et al. Recent development of re-entry aero-thermal-dynamic environmental prediction and test technology[J]. Equipment environmental engineering, 2021, 18(3): 001-008.

题：飞行环境的确定问题和飞行环境的模拟问题。再入飞行过程中，针对流场时均压力引起的过载环境，分析预测技术和实验室模拟技术相对成熟。高速绕流流场引起的宽频声振环境和瞬态高温环境，这2类力热环境的准确预测和等效模拟是目前再入飞行器设计中尚未完全解决的关键技术问题。

1 再入飞行力热环境的数值模拟预测

1.1 脉动压力的数值模拟预测

要实现再入飞行器声振环境的准确预测，首先要解决激励源的准确预测问题。流场压力脉动是引起再入飞行器内部声振环境的最主要激励源。脉动压力的特性与流场状态密切相关。近年来，针对湍流边界层，特别是转捩过程的研究有了长足的发展。特别是伴随计算能力的快速提升，直接数值模拟（DNS）方法在高马赫数、高雷诺数流场精细化仿真计算中得以普遍应用，能够反映脉动压力主要特征及其在飞行器壁面的分布情况和变化规律^[1]。

中国科学院力学研究所运用 DNS，研究了头部

半径为 1 mm，半锥角为 5°的小头钝锥的转捩特性，如图 1 所示^[2]。其中来流马赫数为 6，以头半径定义来流雷诺数为 10 000，攻角为 1°。通过添加 1% 幅值的随机吹吸扰动（模拟壁面上的粗糙单元）来引发转捩。

美国圣地亚实验室近年来也发展了基于 DNS 的脉动压力预测技术，对 7°半锥角的尖锥湍流边界层进行了 DNS 计算验证，如图 2 所示^[3]。计算结果与其风洞试验测试结果吻合，能够为其再入体随机振动响应的数值模拟提供载荷前提。

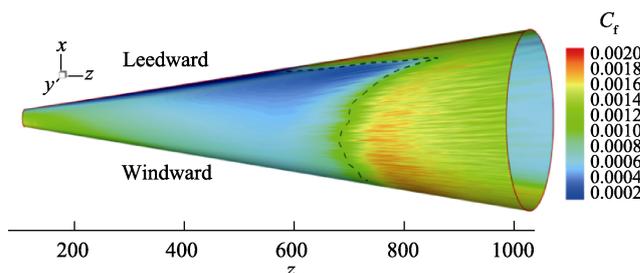


图 1 小攻角钝锥边界层转捩的 DNS^[2]
Fig.1 DNS of boundary layer transition over a blunt cone with a small angle of attack^[2]

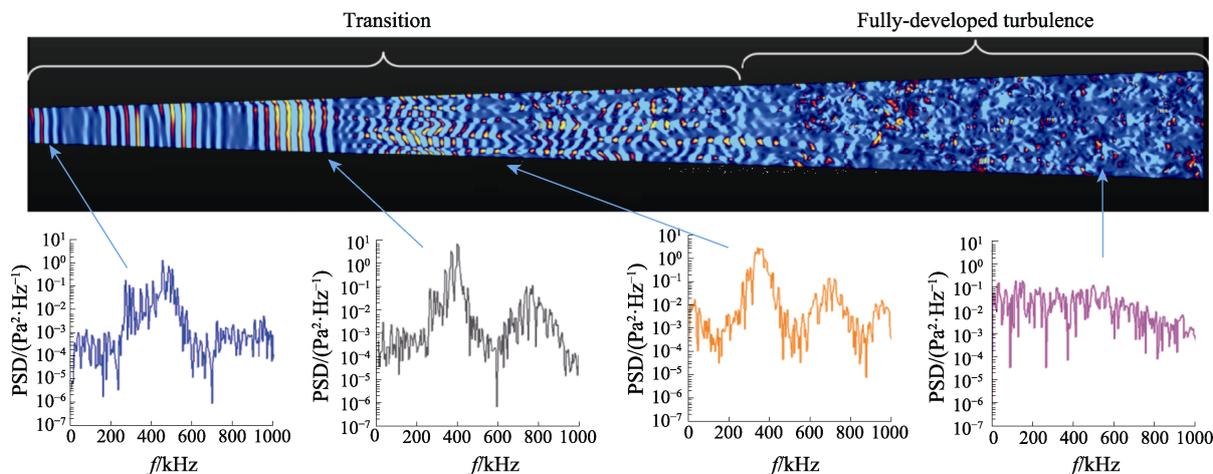


图 2 尖锥表面脉动压力 DNS 计算结果^[3]
Fig.2 DNS of fluctuate pressure over a sharp cone^[3]

脉动压力的数值模拟预测中，需要人为设置一个诱发边界层转捩的扰动源，或者赋予来流一定的湍流速度。目前还无法给出实际飞行环境中扰动源或者来流湍流度的表征和度量。

1.2 声振环境的数值模拟预测

在飞行器的声振环境预测方面，低频段的有限元/边界元方法、高频段的统计能量法以及中频段的混合有限元-统计能量法等为数值模拟提供了基本的手段^[4]。为了获得关心部位准确的动力学特性，通常在有限元法的基础上，引入声场作为激励^[5]。要进一步提高预测的准确性，还需要解决自由体状态的边界条

件模拟、空间面载荷激励转化加载的问题。

圣地亚实验室长期致力于飞行器的声振复合环境仿真技术研究，其自行研发的 Sierra/SD 仿真程序能够实现表面压力载荷对飞行器的结构激励的振动响应计算。仿真计算结果经过了地面直接声场试验测试结果的验证，如图 3 所示^[6]。

北京强度环境研究所针对传统中高频响应预示方法不能给出局部结构振动响应的问题，开展了声响应预示方法研究。考虑了声场载荷的空间相关性，基于 MSC.Nastran 软件进行了二次开发。由于实际结构为复合材料，仿真计算结果比试验数据偏大，但已具备一定的工程应用价值^[7]。

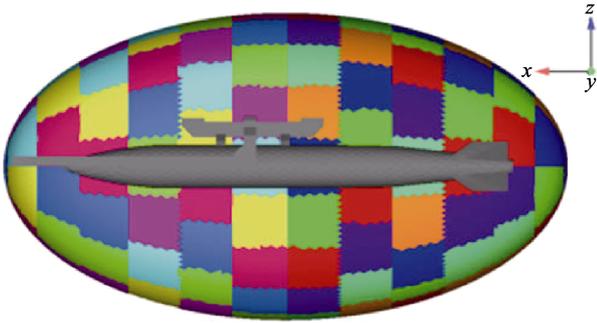
图 3 圣地亚飞行器的声学有限元仿真^[6]

Fig.3 Acoustic finite element simulation of a Sandia Flight System^[6]

1.3 瞬态高温的数值模拟预测

在不考虑真实气体效应的前提下,气动热参数是可以直接由流场计算参数导出的。然而在实际高速飞行中,存在如高温导致气体电离、壁面材料的烧蚀、氧化、催化等物理化学反应,对其气动热环境均有重要影响^[8-9]。考虑真实气体效应的气动热环境数值模拟预测,目前仍是难点问题。要获得飞行器内部的温度环境,最需要解决的是流场数值模拟和结构传热的高效耦合计算问题。气动加热、结构传热和热变形是紧密耦合的 3 个物理场,需要根据研究问题的不同选择不同的耦合方式。随着计算流体力学(CFD)、计算结构力学(CSD)和计算传热学(CTD)的发展,双物理场甚至三物理场的耦合建模计算也逐渐推广开来^[10]。针对飞行过程温度环境动态变化历程的预测,还需要与弹道进行耦合,目前还难以采用数值模拟方法来进行四物理场的耦合建模计算。

2 再入飞行力热环境的等效模拟试验

2.1 声振环境的等效模拟试验

自由体宽频域面载荷激励下振动环境的实验室模拟,很难做到与实际飞行环境的完全一致,需要选择重点关注的部分特性进行等效模拟。随着对环境效应认识的深入和试验技术的发展,重点关注的和需要同时等效模拟的特性也在不断发展和完善。随着导弹武器性能的提升,设计过程中更加关注环境的动态变化历程和环境在飞行器中的空间分布与实际情况的一致性。飞行器动力学环境试验技术就是围绕着各种不同的等效目标而发展的。

多点激励试验技术有助于提升飞行器振动响应空间分布特性模拟的等效性。北京强度环境研究所为了更加真实地模拟火箭增压管路的工作环境,开展了多点随机激励试验技术研究。通过试验获得了两点激励的直管中 7 个加速度测点在不同相干和相位条件下的响应情况^[11]。

声振复合试验技术有助于提升飞行器高频响应

特性与实际环境的等效性。北京卫星环境工程研究所开展了全尺寸卫星的声振复合试验研究,重点研究了高频振动与噪声的耦合效应,如图 4 所示。试验表明,对于面积较大的板结构,单独的振动或噪声试验无法准确复现实际飞行的声振环境^[12]。

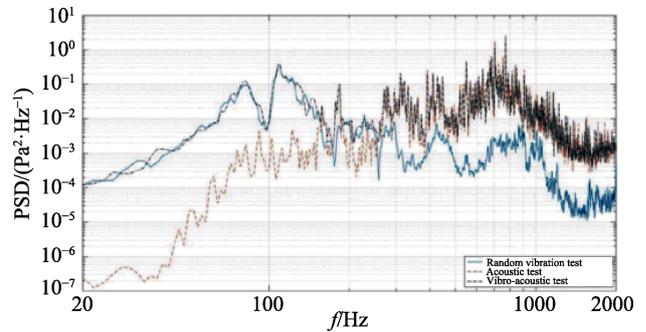
图 4 太阳能帆板中心的加速度功率谱密度^[12]

Fig.4 PSDs of response at Solar Sail Center acceleration^[12]

美国圣地亚实验室借助于数值模拟技术,近年来探索了多种声振复合试验技术的应用,包括多点激励与混响声场的复合、多轴振动与直接声场的复合等。在与实测环境的等效性方面有所提升,但是仍面临边界动力学特性模拟、MIMO 控制求解等问题,尚未完全实现等效目标。

2.2 瞬态高温的等效模拟试验

气动热环境的实验室模拟目前仍以风洞试验为主,但是受模型尺度、来流条件限制,地面风洞试验无法完全模拟天上实际飞行环境。通常是通过风洞试验对特定流场状态下的热环境参数进行测量,验证和校核气动热环境工程方法与数值方法^[13]。将气动热环境转换为温度环境后,可以采取更为多样的试验模拟手段。如电热丝、石英灯、燃气、电弧等加热手段,均可用于瞬态高温环境的加载。对于再入飞行器而言,瞬态高温环境是与力环境同时作用的,且对结构有很强的耦合效应。瞬态高温环境的等效模拟除了动态历程特性外,还需要结合其他飞行力学环境。

北京航空航天大学航空科学与工程学院建立了由辐射式加热温度控制子系统和振动激励子系统两部分组成的热/振联合试验系统(如图 5 所示),能够生成 1500 °C 的有氧高温热环境,最大正弦推力可达到 78.4 kN,用于获得高温振动复合环境下隔热材料的表观及微观变化^[14]。

北京卫星环境工程研究所搭建了红外灯+大功率扬声器+振动台的热-声-振动耦合试验装置(如图 6 所示),利用三综合试验箱形成密闭空间并控制噪声范围,可实现 150 °C 高温、130 dB 噪声的加载,开展了薄壁叶片结构的热-声-振动耦合效应试验研究^[15]。

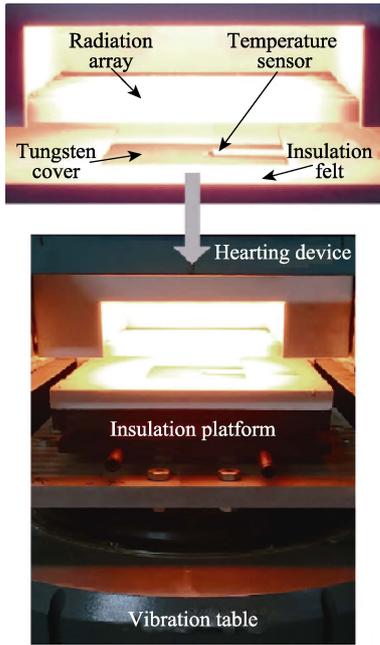


图5 带钨罩的轻质隔热材料热振联合试验^[14]

Fig.5 Thermal-vibration test of light insulation material with Tungsten cover^[14]

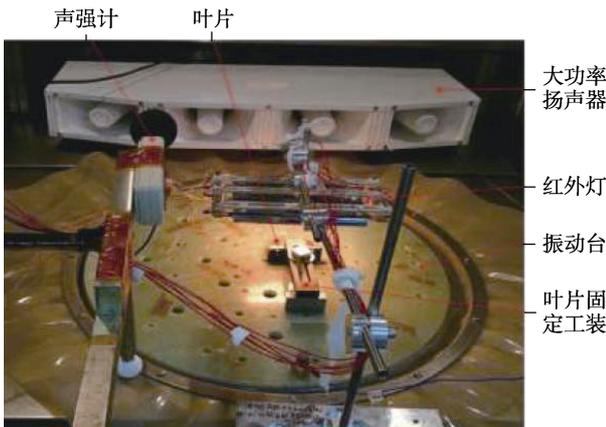


图6 热-声-振耦合试验装置^[15]

Fig.6 Thermal-acoustic-vibration coupling test device^[15]

3 再入飞行器热环境的试验观测

预测结果的准确性需要实际环境数据或试验数据进行验证,实验室模拟的等效性也需要实际环境数据作为等效目标。目前,风洞试验是获取高速流场脉动压力最直接的实验室试验手段。尽管风洞试验中存在背景噪声、洞壁干扰等问题,但能够有效地反映脉动压力与流场状态相关的主要特征,可以为脉动压力数值模拟预测技术的验证提供数据支撑。

中国空气动力研究与发展中心超高速空气动力研究所在激波风洞边界层转捩测量技术中,发展了以PCB132型高频脉动压力传感器为基础的1 MHz量级的高频脉动压力测量系统及其数据处理分析方法。开展了7°尖锥,来流马赫为10、单位雷诺数为 1.2×10^7

的风洞试验测量,获得了模型不同位置处的高频脉动压力情况,如图7所示^[16]。

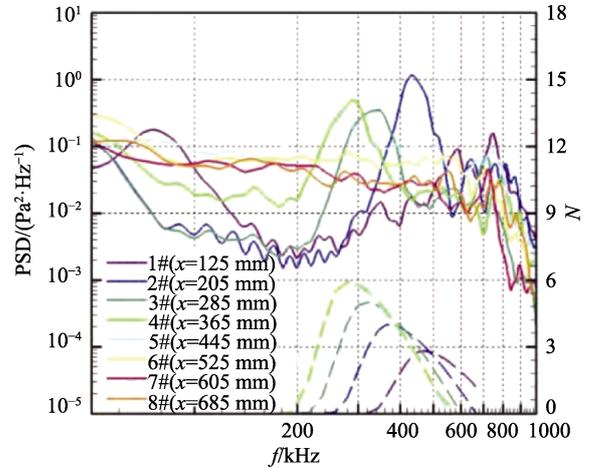


图7 脉动压力功率谱密度 ($Ma=10$)^[16]
Fig.7 PSD of pressure fluctuation ($Ma=10$)^[16]

美国圣地亚实验室为获得再入飞行器振动激励源、脉动压力的特性,近年来开展了大量脉动压力测量的风洞试验研究。利用试验获得的来流马赫数5.0和7.9时7°尖锥的脉动压力功率谱密度情况,对其建立的脉动压力预示的半经验公式进行了验证,如图8所示^[17]。

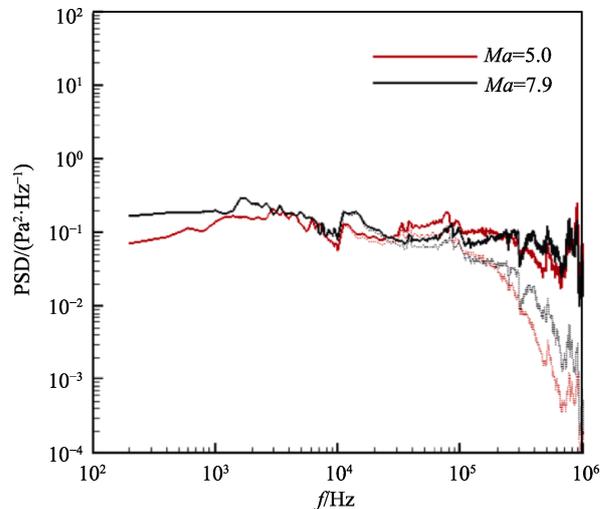


图8 脉动压力功率谱密度 ($Ma=5.0/7.9$)^[17]
Fig.8 PSD of pressure fluctuation ($Ma=5.0/7.9$)^[17]

飞行试验是同时获得脉动压力和声振环境,包括风洞试验难以复现的瞬态温升环境历程等的最佳手段。但是真实的导弹飞行试验能够提供的环境参数测量十分有限,难以满足模型验证的需求。因此,模型飞行试验成为可信且可行的重要研究手段。

HIFiRE-1 飞行试验是美澳合作的以研究流动现象来评估附面层过渡、气动加热、热膨胀和结构设计数据,其基本目的是研究速度在 $Ma=7.5$ 时轴对称圆锥结构的基础气动现象,利用飞行测试数据来验证计

算模型，如图 9、10 所示^[18]。试验中直接测量了再入过程中的表面脉动压力和热流等，观测到了转换过程。

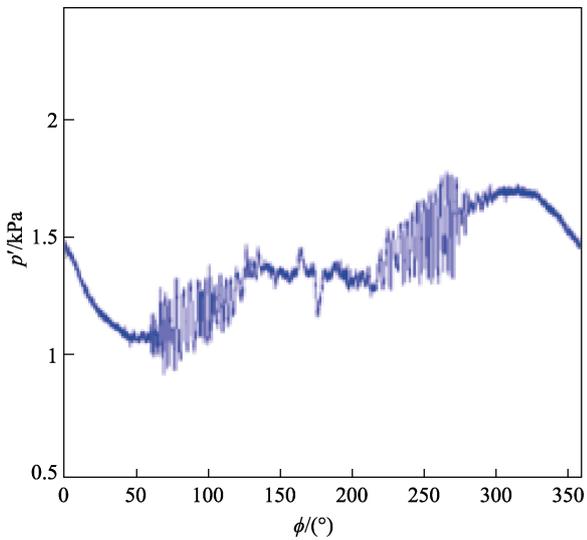


图 9 HIFiRE-1 再入飞行转换过程的脉动压力^[18]
Fig.9 Fluctuate pressure during descent transition of HIFiRE-1^[18]

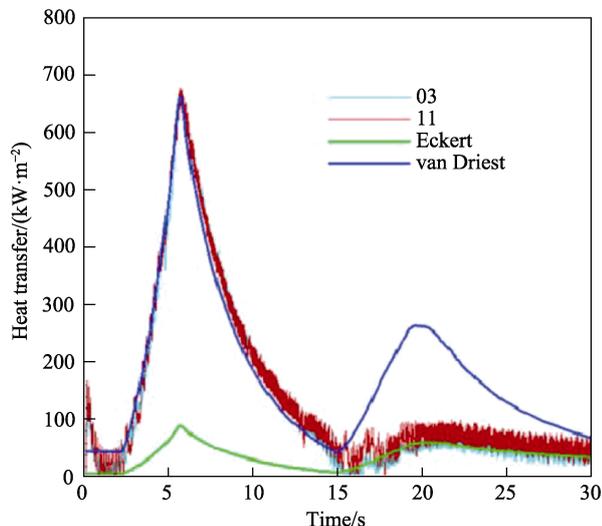
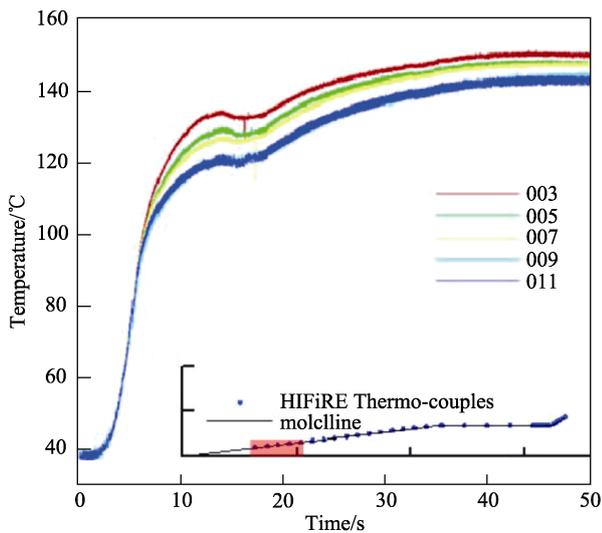


图 10 HIFiRE-1 温度及计算的热流密度^[19]
Fig.10 Temperature and calculated heat flux of HIFiRE-1^[19]

MF-1 是我国首次以高马赫数空气动力学基础研究为目的的模型飞行试验，试验模型为锥-柱-裙结构，主要研究 0° 攻角圆锥边界层转换和压缩拐角激波/边界层干扰现象，如图 11 所示^[20]。针对飞行试验转换区测量需求，改进了薄壁测热技术，设计了一种新型变厚度薄壁测温结构，测量数据可用于一维热流辨识。采用了基于引压管和电子压力扫描阀的测量方案，实现了模型飞行试验全弹道表面压力测量，如图 12 所示^[21]。

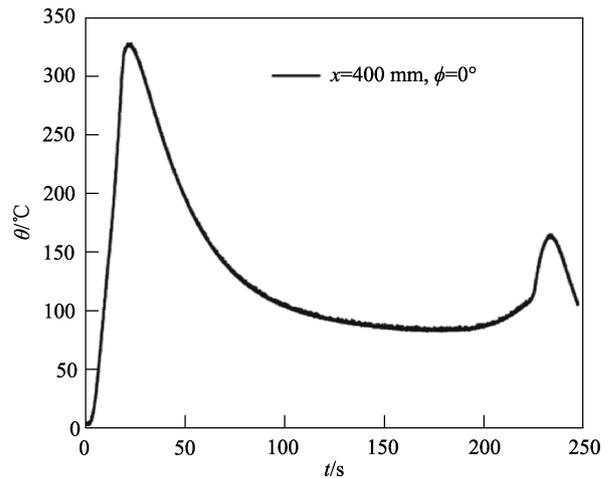


图 11 MF-1 薄壁温度随时间变化曲线^[21]
Fig.11 Thin-skin temperature data of MF-1^[21]

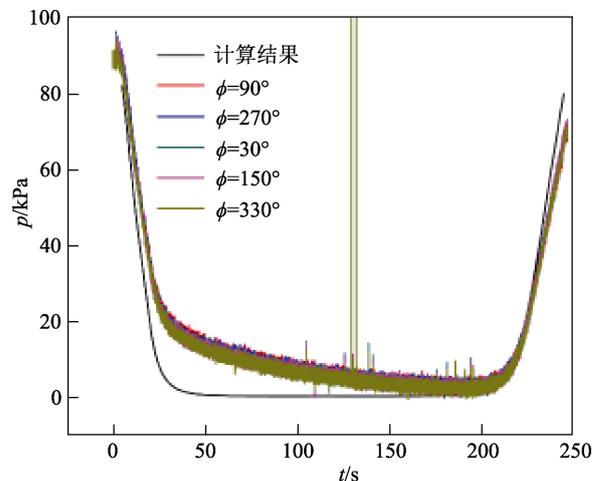


图 12 MF-1 表面压力随时间变化曲线^[21]
Fig.12 Surface pressure data of MF-1^[21]

4 中物院再入飞行力热环境预测和试验技术研究

中国工程物理研究院总体工程研究所为解决目前再入飞行力学和瞬态热环境特性认识不充分、实验室模拟等效性不足等问题，系统性策划并开展了再入飞行环境特性及规律研究、再入飞行环境数值模拟预测技术，以及等效模拟试验技术研究。研究思路如图 13 所示。

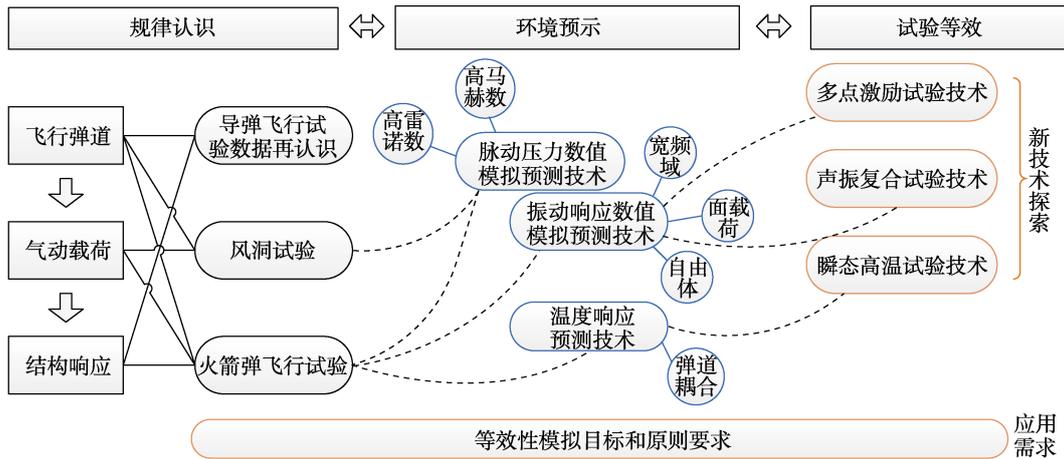


图 13 再入飞行力热环境预测与试验技术研究

Fig.13 Research on prediction and test technology of aero-thermal-dynamic environments during re-entry

利用已有导弹飞行试验数据开展了关联分析建模研究。开展了不同马赫数、攻角以及雷诺数工况下弹头表面温度和脉动压力测试的风洞试验研究,部分试验结果如图 14 所示。策划了同时进行弹道参数、气动热、时均压力、脉动压力、振动响应和温度响应等再入环境参数测试的模型飞行试验,测点布局如图 15 所示。3 类测试数据可以互为补充,从而构建起较为完整的、充分覆盖“飞行弹道→气动载荷→结构响应”三大关联环节的基础数据,为脉动压力和振动响应的数值模拟预测、温度响应预测、等效性评价等提供数据支撑。

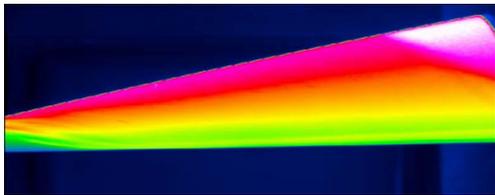


图 14 10°攻角钝锥红外测温结果 (Ma=6)

Fig.14 Infrared temperature measurements of a blunt cone with 10°angle of attack (Ma=6)

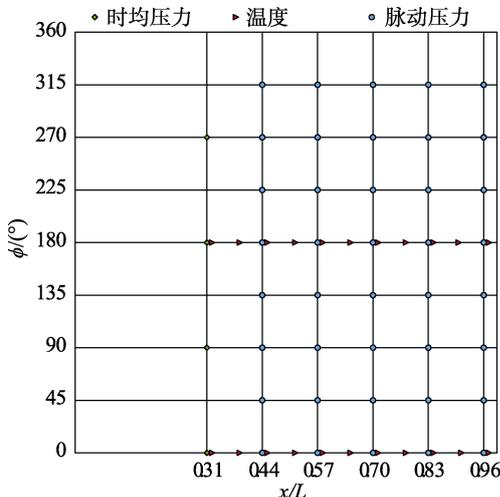


图 15 模型飞行试验外壁面环境参数测点布局
Fig.15 Exterior sensor location of a flight test model

以惯性再入轴对称体为对象,发展了基于 DNS 的高马赫数、高雷诺数脉动压力数值模拟预测技术,实现了马赫数 5~6、雷诺数 $1 \times 10^7 \sim 2 \times 10^7$ 的钝锥不同流场状态边界层参数的仿真计算,部分计算结果如图 16 所示。以脉动压力为载荷条件,建立了宽频域、面载荷、自由体结构振动响应数值模拟预测技术,实现了脉动压力加载下 10~5000 Hz 结构振动响应的仿真计算,如图 17 所示。发展了弹道耦合的无烧蚀再入温度响应预测技术^[22]。利用风洞试验、火箭弹飞行试验的测试数据,可以对脉动压力和结构响应的数值模拟预测技术、温度响应预测技术进行验证。最终形成较为全面的再入飞行力热环境预测能力。

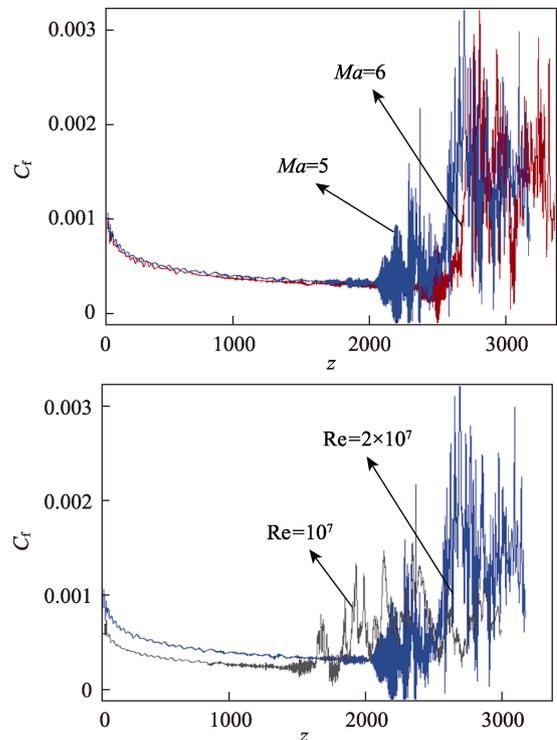


图 16 不同马赫数、雷诺数钝锥表面摩擦系数 DNS 计算结果

Fig.16 DNS of a blunt cone friction coefficients under different Mach Number and Reynolds Number

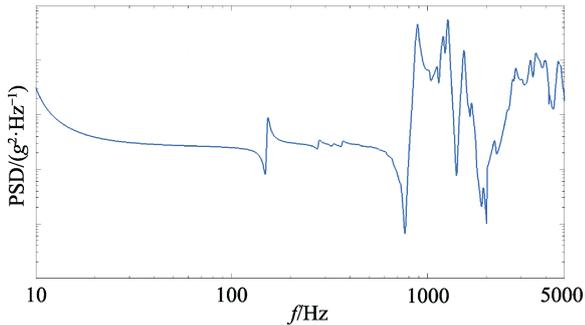


图 17 脉动压力加载下结构振动响应
10~5000 Hz 仿真计算结果

Fig.17 10~5000 Hz simulation of structural response
loaded with fluctuate pressure

围绕飞行力热环境的等效模拟,积极探索了多点激励、声振复合等动力学试验新技术的应用^[23]。在热环境模拟方面,也开展了基于石英灯管的瞬态高温与力学环境复合的试验技术研究,如图 18 所示。针对飞行动力学环境,开展了再入飞行振动环境等效模拟目标和原则要求研究,以期更为科学合理地提出等效试验技术应用需求,最终形成独具特色的飞行力热环境等效模拟试验能力。



图 18 瞬态高温试验加载装置
Fig.18 Transient thermal test apparatus

5 结语

随着导弹武器装备等飞行器的创新发展,再入飞行力热环境数值模拟预测技术和等效模拟试验技术在飞行器的设计、验证方面将发挥更加重要的作用。为了更加准确、精细地刻画再入飞行环境特征,构建出更加立体的环境场,再入飞行声振环境数值模拟预测技术还面临诸多挑战,如流湍流度的度量、中高频结构响应的验证等。随着数值模拟预测精度的不断提升,通过试件、夹具、加载和控制等全要素的协同设计和优化,等效模拟试验技术将朝着再现实际飞行力热环境的终极目标继续迈进。

参考文献:

[1] 李新亮. 高超声速湍流直接数值模拟技术[J]. 航空学

报, 2015, 36(1): 147-158.

LI Xin-liang. Direct numerical simulation techniques for hypersonic turbulent flows[J]. Acta aeronautica ET astronautica sinica, 2015, 36(1): 147-158.

[2] LI X L, FU D X, MA Y W. Direct numerical simulation of hypersonic boundary layer transition over a blunt cone with a small angle of attack[J]. Physics of fluids, 2010, 22(2): 025105.

[3] ROSS M W, NEAL B, JEFFREY A F, et al. Direct numerical simulation of hypersonic turbulent boundary layer flow using SPARC: Initial evaluation[R]. SAND2019-11158, 2019.

[4] 赵保平, 孙建亮, 蔡骏文, 等. 航天动力学环境的最新进展与技术展望[J]. 装备环境工程, 2015, 12(3): 8-14.

ZHAO Bao-ping, SUN Jian-liang, CAI Jun-wen, et al. Recent development and prospect of astrodynamics environmental technology[J]. Equipment Environmental Engineering, 2015, 12(3): 8-14.

[5] 李青, 邢立坤, 柏江, 等. 航天器噪声试验中结构振动响应预示方法研究[J]. 力学学报, 2019, 51(2): 569-576.

LI Qing, XING Li-kun, BAI Jiang, et al. Method study on response prediction of structural vibrations in spacecraft acoustic tests[J]. Chinese journal of theoretical and applied mechanics, 2019, 51(2): 569-576.

[6] ERIC C S, RYAN A S, MIKE R R. Performing Direct-Field Acoustic Test Environments on a Sandia Flight System to Provide Data for Finite Element Simulation[C]// Proceedings of the 34th IMAC, a conference and exposition on structural dynamics. Springer: CPSEMS, 2016.

[7] 韩丽, 高珂佳, 秦朝红. 考虑声场空间相关的结构声响应预示方法[J]. 航天器环境工程, 2020, 37(3): 245-249.

HAN Li, GAO Ke-jia, QIN Zhao-hong. A method for predicting the vibro-acoustic structure response with consideration of acoustic spatial correlation[J]. Spacecraft environment engineering, 2020, 37(3): 245-249.

[8] 李海燕, 唐志共, 杨彦广, 等. 高超声速飞行器高温流场数值模拟面临的问题[J]. 航空学报, 2015, 36(1): 176-191.

LI Hai-yan, TANG Zhi-gong, YANG Yan-guang, et al. Problems of numerical simulation of high-temperature gas flow fields for hypersonic vehicles[J]. Acta aeronautica ET astronautica sinica, 2015, 36(1): 176-191.

[9] 周凯, 朱晓军, 欧东斌, 等. 壁面催化效应对高超声速气动热影响研究[J]. 空气动力学学报, 2020, 38(4): 660-667.

ZHOU Kai, ZHU Xiao-jun, OU Dong-bin, et al. Wall catalytic effects on aerodynamic heat of hypersonic flow[J]. Acta aerodynamica sinica, 2020, 38(4): 660-667.

[10] 贾洲侠, 吴振强, 吴建国, 等. 飞行器气动热与结构传热双向耦合研究[J]. 强度与环境, 2019, 46(6): 16-23.

JIA Zhou-xia, WU Zhen-qiang, WU Jian-guo, et al. Study on two-way coupled fluid-structure-thermal analysis for hypersonic vehicles[J]. Structure and Environment Engi-

- neering, 2019, 46(6): 16-23.
- [11] 丁镇军, 丁富海, 王喆, 等. 火箭增压管路多点随机激励试验技术研究[J]. 航天器环境工程, 2017, 34(5): 500-504.
DING Zhen-jun, DING Fu-hai, WAN Zhe, et al. Multi-exciter random vibration test for rocket pressurized pipeline[J]. Spacecraft environment engineering, 2017, 34(5): 500-504.
- [12] GAO Hai-yang, YAN Ting-fei, FANG Gui-qian. Experimental research on combined vibro-acoustic test of a satellite[J]. Journal of spacecraft and rockets, 2020, 57(6): 1165-1174.
- [13] 朱广生, 聂春生, 曹占伟, 等. 气动热环境试验及测量技术研究进展[J]. 实验流体力学, 2019, 33(2): 1-10.
ZHU G S, NIE C S, CAO Z W, et al. Research progress of aerodynamic thermal environment test and measurement technology[J]. Journal of experiments in fluid mechanics, 2019, 33(2): 1-10.
- [14] 吴大方, 林鹭劲, 吴文军, 等. 1500 °C极端高温环境下高超声速飞行器轻质隔热材料热/振联合试验[J]. 航空学报, 2020, 41(7): 210-219.
WU D F, LIN L J, WU W J, et al. Thermal/vibration test of light weight insulation material for hypersonic vehicle under extreme-high-temperature environment up to 1500 °C[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(7): 210-219.
- [15] 姚泽民, 黄首清, 刘大志, 等. 热-声-振耦合效应对薄壁叶片结构应变影响的试验研究[J]. 航天器环境工程, 2019, 36(4): 363-368.
YAO Z M, HUANG S Q, LIU D Z, et al. Experimental study of the effect of thermal-acoustics-vibration coupling on the strain of thin-blade structure[J]. Spacecraft environment engineering, 2019, 36(4): 363-368.
- [16] 李强, 江涛, 陈苏宇, 等. 激波风洞边界层转捩测量技术及应用[J]. 航空学报, 2019, 40(8): 61-72.
LI Qiang, JIANG Tao, CHEN Su-yu, et al. Measurement technique and application of boundary layer transition in shock tunnel[J]. Acta aeronautica ET astronautica sinica, 2019, 40(8): 61-72.
- [17] JUSTIN A S, LARRY J D, KATYA M C. Comparison of a Turbulent Boundary Layer Pressure Fluctuation Model to Hypersonic Cone Measurements[C]// Proceedings of 34th AIAA applied aerodynamics conference. Washington D C: AIAA, 2016.
- [18] ROGER L K, DAVID A. HIFiRE-1 Preliminary Aero-thermodynamic Measurements[R]. AIAA 2011-3413, 2012.
- [19] ROGER L K, DAVID A. HIFiRE-1 preliminary aero-thermodynamic measurements[C]// 41st AIAA fluid dynamics conference and exhibit. Honolulu, Hawaii: AIAA, 2011.
- [20] 欧朝, 吉洪亮, 肖涵山, 等. MF-1 模型飞行试验结构与热防护关键问题研究[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(5): 742-749.
OU Chao, JI Hong-liang, XIAO Han-shan, et al. Key problems in structure and thermal protection for MF-1 model testing flight vehicle[J]. Acta aerodynamica sinica, 2017, 35(5): 742-749.
- [21] 杨庆涛, 周宇, 袁先旭, 等. MF-1 模型飞行试验表面压力与温度测量技术研究[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(5): 732-741.
YANG Qing-tao, ZHOU Yu, YUAN Xian-xu, et al. Surface pressure and temperature measurement technology in MF-1 modeling flight test[J]. Acta aerodynamica sinica, 2017, 35(5): 732-741.
- [22] 康甜. 远程火箭弹高弹道飞行温度环境分析[J]. 装备环境工程, 2017, 14(5): 16-20.
KANG Tian. Long range rocket projectile high trajectory flight thermal analysis[J]. Equipment environment engineering, 2017, 14(5): 16-20.
- [23] 刘青林, 陈颖, 田光明, 等. 导弹飞行振动环境地面模拟试验方法[J]. 装备环境工程, 2016, 13(5): 68-75.
LIU Qing-lin, CHEN Ying, TIAN Guang-ming, et al. Laboratory test methods of vibration environment for the fighting missiles[J]. Equipment environment engineering, 2016, 13(5): 68-75.