

·“双清论坛”专题:大型风洞设计建设中的关键科学问题·

大型风洞气动弹性试验模型/ 支撑制造、感知与控制的科学问题

郭东明 贾振元 杨睿* 钱卫

(大连理工大学机械工程学院,大连 116024)

[摘要] 飞行器气动弹性风洞试验模型与支撑机构的一体化设计制造、风洞试验模型与支撑机构的气动弹性响应与复杂实验环境的精确感知以及风洞试验模型与支撑结构的高品质精准控制,是大型低温高雷诺数风洞、大型连续式跨声速风洞、大型低速风洞、大尺度高温高超声速风洞的共性关键技术,对于充分发挥风洞作用,有效服务未来新型飞行器研制具有极其重要的意义。涉及到复杂产品的材料结构功能一体化设计与制造、复杂刚柔混合体的非线性动力学、高动态多维物理信息的感知与分析以及空气动力学与飞行力学耦合控制等问题,是未来大型风洞试验亟待优先解决的若干关键共性技术之一。在大型风洞建造的同时,只有通过研究大型风洞气动弹性试验模型/支撑的制造、感知与控制的若干基础科学问题,解决若干大型风洞试验所需的共性关键技术,方能使大型风洞充分发挥其应有的科学与工程价值。

[关键词] 大型风洞;气动弹性;风洞试验模型;支撑机构;状态感知

大型风洞是研究航空航天飞行器空气动力学问题所必须的基础性重大科学实验装置,对于航空航天事业的发展具有重要的意义和价值^[1]。自20世纪50年代以来,我国在风洞建设方面取得巨大的成就,相继建成了2.4 m×2.4 m跨音速风洞、2.0 m×2.0 m超音速风洞、8 m×6 m/16 m×12 m低速风洞、Φ5 m立式风洞以及Φ2 m激波风洞等系列大型风洞设施,开展了数十万次风洞试验,成功解决了包括高机动飞机、大型客机/运输机以及神舟载人飞船返回舱、逃逸飞行器,以及其他航空航天飞行器和武器装备研制的关键气动问题。然而,由于我国此前工业基础较差,受某些关键技术制约,大型风洞设施相较美国、俄罗斯、欧洲而言还有较大的差距,尤其相对美国兰利研究中心、艾姆斯中心等研究机构的风洞条件而言,差距尤为明显。

1 工程背景和科学需求

1.1 工程背景

气动弹性现象是飞行器结构弹性与空气动力相

互耦合产生的复杂结构响应问题,对于飞行器的操控性、稳定性及结构强度等具有非常显著的影响,严重时会使结构发生破坏或造成飞行事故^[2,3]。常见的气动弹性问题包括变形发散、操纵反逆、阵风响应、颤振。由于气动弹性问题极其复杂,涉及空气动力学、结构动力学、飞行力学以及上述学科的耦合问题,其研究无法仅依靠理论分析和数值仿真完成,必须通过大型风洞的气动弹性试验进行验证与探索。

在飞行器气动弹性风洞试验中,飞行器的缩比模型及其支撑机构是实验的主体和核心。首先,模型能够模拟飞行器的气动弹性特征以及飞行器的气动控制功能^[4];其次,支撑机构能够在一个或若干方向上对模型提供足够的支撑刚度,且其运动能够精确模拟飞行器的俯仰、偏航、滚转等运动;再次,必须能够精确感知模型和支撑机构的状态,包括几何信息、受载信息和运动信息等^[5,6];最后,还必须能够控制模型和支撑结构运动和稳定性,按照实现高频响、高稳定性的状态控制,并能够根据模型运动和受载状态,预测可能发生的强度失效问题,确保风洞运行

安全。

因而,模型/支撑机构的制造、感知与控制将直接影响风洞试验中气动弹性响应的正确性和精确性,对于气动弹性风洞试验结果的可靠性和置信度具有极其重要的影响^[7,8],是气动弹性风洞试验能否成功的一个决定性因素。因此,必须发展高水平的气动弹性风洞试验模型/支撑机构的制造、感知与控制理论和方法,解决未来新型飞行器气动弹性研究的试验主体问题^[9]。这是发挥大型风洞作用的必要条件,也是大型低温高雷诺数风洞、大型连续式跨声速风洞、大型低速风洞、大尺度高温高超声速风洞建设面临的共同需求。

1.2 现有理论技术发展水平与存在的问题

飞行器风洞试验的核心理论基础为流体力学的相似原理,即对于同一个物理过程,若两个物理现象的各个物理量在各对应点上以及各对应瞬间大小成比例,且各矢量的对应方向一致,则称这两个物理现象相似。在流动现象中若两种流动相似,一般应满足几何相似、运动相似和弹性相似。

在飞行器风洞模型设计制造方面,先后发展了刚体模型技术、金属骨架模型技术、复合材料结构相似模型技术等,分别采用不同的结构形式,来实现模型与原飞行器的几何相似、静气动弹性相似和动气动弹性相似等目标。其中刚体模型主要采用金属材料通过数控加工得到,模型在风洞试验整体表现为刚体,仅具有几何相似性,而不具有弹性相似。金属骨架模型采用金属骨架模拟结构刚度,能够具有较好的几何相似性和静刚度相似性,但由于结构效率低,质量超重严重,在动气动弹性相似方面较差;复合材料结构相似模型技术利用复合材料的可设计性,通过结构相似方式模拟原机结构刚度,具有较好的几何相似性和静/动弹性相似,但模型刚度精确性不易控制。

在模型支撑机构方面,目前主要的风洞模型支撑方式有串联风洞模型支撑和并联风洞模型支撑,其中常见的串联风洞模型支撑形式有尾撑、腹撑、背撑、张线支撑等。串联系统可以实现较大的滚转运动、俯仰运动、偏航运动、升沉运动或者平移运动,但是系统的动态相应特性较低,同时具有误差累计的缺点。并联机构运动上主要通过并联结构的协调运动实现,主要包括低速风洞绳牵引并联支撑系统、基于 Hexaglide 并联机构的六自由度风洞模型支撑结构和基于 6-PSS 结构的并联六自由度支撑机构等。并联支撑结构一般具有较高的刚度并且结构稳定,

载荷重量比大,容易实现高速、高频率的运动。但相对串联机构而言,其对风洞流场的扰动相对较大。

在风洞模型与支撑机构的状态感知方面,着重集中于气动力/力矩、表面压力、弹性变形、模型姿态等的测量,发展出了系列高精度应变式天平、高动态压电式天平、测压管测压技术、压敏漆测压技术以及基于视觉或激光格栅的非接触变形测量技术等,能够满足一般要求的气动弹性风洞试验需要。但对于高精度的大型气动弹性风洞实验而言,仍难以满足极端温度与流场条件下复杂高动态信息的获取需求。在风洞模型和支撑机构的精准控制方面,由于我国在带控的气动弹性风洞试验起步较晚,此方面技术积累较少,在主动气动弹性研究、阵风减缓研究、模型自由飞研究等方面与 NASA 等相比尚缺乏深入和长期的积累。尤其对于未来大型风洞的气动弹性试验而言,随着模型尺度的大幅增加,控制难度呈几何级数增长,有待进一步与测量数据深度融合,发展高效高稳定性精准控制技术。

1.3 模型/支撑综合系统制造、感知与控制的科学需求

面对未来大型风洞气动弹性试验在空气动力学、飞行力学等方面的高相似性要求,我国在气动弹性风洞试验的模型/支撑设计与制造技术方面、状态感知与控制方面尚有较大的差距。具体表现在未能从总体角度考虑风洞试验模型与支撑的结构功能一体化问题,难以全面且精确满足气动弹性风洞试验的相似性要求;在基于新原理的测量技术、测量误差形成机理、大量非结构化数据处理方法等方面研究不足,如复杂气流条件下,光学测量结果的形成机理、温敏漆/压敏漆的物理化学变化规律等认识不足。难以精确获取结构在非定常气动力扰动下的受力与响应等,从而影响了气动弹性风洞试验水平的提升。

在科学层面上,需要从整个实验体系方面综合考虑模型/支撑综合系统的结构材料功能一体化设计与制造问题,复杂刚柔混合结构的非线性动力学与气动弹性问题,飞行模拟控制时的空气动力学与飞行力学耦合问题,复杂非定常气动力扰动下结构的结构响应与状态获取以及极端温度条件下实验主体与实验环境的全空间、全时域多维参量测定问题。

2 关键科学问题

大型风洞气动弹性试验中模型/支撑综合系统

制造、感知与控制中的关键科学问题包括以下方面:

(1) 高性能风洞试验模型/支撑综合系统的材料结构功能一体化制造^[10,11]。模型/支撑综合系统的设计和制造问题不仅需要考虑到结构材料与几何构型的设计,还需要保证气动弹性特征与气动控制功能的精确性。它是典型的多目标反求设计问题。基于设计结果的制造问题又是面临多目标同步精确制造难题,即需要保证模型几何与非几何参数同步精确制造。这对传统制造理念是一个新的挑战。

(2) 复杂环境下模型与支撑机构状态的多维高动态信息精准感知。风洞试验中的测试系统负责采集飞行器模型的位姿参数、运动参数、气动载荷等飞行器性能参数,这些测量参数是预测和评估飞行器在不同空域和速域、不同飞行姿态和干扰影响下的气动力特性和操控特性必不可少的。随着超音速飞行器的发展,风洞试验对测试系统的测量精度、动态性能有着更为严苛的要求,并且高速风洞的测量环境存在空间狭小、流场复杂、气动噪声干扰、电磁环境恶劣等特点,因此研究高精度、动态性能优异的测试理论与方法具有重大意义。

(3) 考虑空气动力学与飞行力学耦合的模型与支撑机构精确控制。需要在深入了解飞行器模型与支撑系统的气动弹性、支撑刚度与气动干扰特性基础上,研究先进的机器人控制技术、柔性支撑系统与模型的非线性动力学,以及支撑系统和模型与气动载荷的耦合作用关系,通过研究空气动力学和飞行力学耦合效应,掌握非定常气动力扰动下风洞试验模型的高精确性、高稳定性控制方法,实现风洞试验模型的飞行控制和气动控制功能。

3 若干建议

气动弹性风洞试验模型/支撑的制造、感知与控制理论与方法是未来大型低温高雷诺数风洞、大型连续式跨声速风洞、大型低速风洞、大尺度高温高超声速风洞的共性关键技术,对于充分发挥新建大型风洞作用,有效服务未来新型飞行器研制具有极其重要的意义。

未来需要紧密结合我国未来先进飞行器研制以及大型风洞试验对气动弹性风洞实验模型/支撑系统制造、感知与控制方法的强烈需求,充分发挥重大工程的牵引作用,深度融合设计科学、制造科学、测控科学等的研究基础与研究方法,发挥军民融合的

资源优势和可持续发展后劲,设立和引导有针对性的重大基础理论与共性关键技术研究,解决大型风洞气动弹性试验模型/支撑的制造、感知与控制的理论难题与技术局限。

参 考 文 献

- [1] Ivanco TG. Unique testing capabilities of the NASA langley transonic dynamics tunnel, an exercise in aeroelastic scaling. AIAA Fluid Dynamics and Co-located Conferences, 2013, San Diego, AIAA 3013—2625.
- [2] Heeg J, Chwalowski P, Schuster D, Dalenbring M. Overview and lessons learned from the Aeroelastic. 54th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2013, Boston, Massachusetts, AIAA 2013—1798.
- [3] Ricketts RH. Experimental aeroelasticity history, status and future in brief. NASA Technical Memorandum, 1990, TM-102651.
- [4] Dillinger JKS, Klimmek T, Göttingen, Abdalla MM, Gürdal Z. Stiffness optimization of composite wings with aeroelastic constraints. Journal of Aircraft, 2013, 50(4): 1159—1167.
- [5] Tang D, Dowell EH. Computational/experimental aeroelastic study for a horizontal-tail model with free play. AIAA Journal, 2013, 51(2):341—352.
- [6] Bond VL, Canfield RA, Suleman A, Blair M. Aeroelastic scaling of a joined wing for nonlinear geometric stiffness. AIAA Journal, 2012, 50(3):513—522.
- [7] Cumming SB, Corey G, Diebler active aeroelastic wing aerodynamic model development and validation for a modified F/A-18A. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, 2005, San Francisco, California, AIAA 2005—6312.
- [8] Amprikidis M, Cooper JE. Development of smart SPARS for active aeroelastic structures. 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2003, Norfolk, Virginia, AIAA 2003—1799.
- [9] Pendleton EW, Bessette D, Field PB, et al. Active aeroelastic wing flight research program: technical program and model analytical development. Journal of Aircraft, 2000, 37(4):554—561.
- [10] Glibson TM. Investigation of wind tunnel model deformation under high reynolds number aerodynamic loading. 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 2002, Reno NV, AIAA 2002—0424.
- [11] Cole SR, Noll TE, Perry B. Transonic dynamics tunnel aeroelastic testing in support of aircraft development. Journal of Aircraft, 2003, 40(5):820—831.

Scientific issue on model/support manufacturing, perception and control of aerodynamic elastic test in large wind tunnel

Guo Dongming Jia Zhenyuan Yang Rui Qian Wei

(Department of Mechanical Engineering, Dalian University of Technology, Dalian 116024)

Abstract The integrated design and manufacture of aircraft aerodynamic elasticity wind tunnel test model and supporting mechanism, the aerodynamic responses and precise perception of complex experimental environment of wind tunnel test model, and supporting mechanism and the high quality precision control of wind tunnel test model and supporting mechanism are key common technologies of large low temperature high Reynolds number wind tunnel, large continuous transonic wind tunnel, large low-speed wind tunnel, high temperature hypersonic wind tunnel. These key technologies are extremely important to take full advantage of wind tunnel action and serve the development of future new aircraft effectively. There are some key common technologies that need to be solved urgently in future large-scale wind tunnel test, including the integrated design and manufacture of the material, structure and function involved complex products, nonlinear dynamics of complex rigid-flexible hybrid, the perception and analysis of high dynamic multidimensional physical information, and coupling control of aerodynamics and flight mechanics. In the construction of large wind tunnels, the only shortcut to make the large wind tunnel play its proper scientific and engineering role is to solve a number of common key technologies needed in large wind tunnel test. The solutions to these key technologies depend on basic science questions about manufacturing, perception and control of model/support in aeroelastic effect test.

Key words large wind tunnel; aeroelasticity; wind-tunnel model; supporting mechanism; state sensing