

评估飞控系统的风洞虚拟飞行试验系统与关键技术*

黄敏,王中伟,郭振云

(国防科技大学 航天科学与工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要:为向开展具体的风洞虚拟飞行试验技术提供引导,针对应用于飞控系统评估的风洞虚拟飞行试验系统及关键技术进行了分析。基于传统意义上的飞控系统评估方法的不足,分析风洞虚拟飞行试验应用于飞控系统评估的优势;按飞控系统常用的姿态控制回路及制导控制回路的组成形式,介绍风洞虚拟飞行试验系统方案与工作原理,详细分析它与半实物仿真系统的差异;分析风洞虚拟飞行试验应用于飞控系统评估需解决的关键技术问题,包括风洞虚拟飞行试验评估方法、飞行器模型设计技术、飞控系统改进技术及模型支撑技术。

关键词:飞行控制系统评估;风洞虚拟飞行试验;半实物仿真;评估方法;飞行器模型设计;模型支撑
中图分类号:V211.4; V249.1 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2017)02-001-08

Wind tunnel based virtual flight testing system and key technologies for the evaluation of flight control system

HUANG Min, WANG Zhongwei, GUO Zhenyun

(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: In order to provide a guide for specific investigations on WTBVFT (wind tunnel based virtual flight testing) techniques, the test system and key technologies of WTBVFT for the evaluation of FCS (flight control system) were analyzed. Based on the deficiencies of the traditional FCS evaluation methods, the advantages of WTBVFT for evaluation of FCS were analyzed. According to the common constitution of attitude control loop and guidance control loop used by FCS, the test system and working principle of WTBVFT for FCS evaluation were presented. The main differences between the WTBVFT system and the hardware-in-the-loop simulation system were analyzed. The key technologies of WTBVFT for FCS evaluation were also analyzed, including WTBVFT evaluation methods, aircraft model design technique, FCS modification technique, and model support technique.

Key words: flight control system evaluation; wind tunnel based virtual flight testing; hardware-in-the-loop simulation; evaluation methods; aircraft model design; model support

截至目前,有许多方法用于评估飞控系统,包括纯数学仿真、软件在回路仿真、硬件在回路仿真(Hardware-In-the-Loop Simulation, HILS, 又称半实物仿真)、人在回路仿真及飞行试验^[1-2]。这几种试验的真实性和技术复杂性各不相同,分处于飞控系统研制的不同阶段。

纯数学仿真置信度较低,其飞行器气动、运动与控制系统均采用仿真模型,用于飞控系统研发早期,对飞行控制律与制导律进行初步评估。当飞控系统软件开发出来后,可开展软件在回路仿真,评估加入软件后的飞控系统性能。当飞控系统硬件(如控制器、伺服机构或传感器)开发出来后,可开展硬件在回路仿真,以评估加入硬件后的

飞控系统性能。人在回路仿真用于有人驾驶飞行器,需要在仿真回路基础上附加飞行模拟器,以评估驾驶员操纵效果,该仿真回路既可以是纯数学仿真回路,也可以是软件或硬件在回路仿真回路。飞行试验在飞控系统研发的最后阶段进行,是在真实条件下考核飞控系统,飞控系统只有经过飞行试验验证合格后才可投入使用。

表1给出了上述飞控系统评估方法的对比。从表中可看出,HILS在传统地面评估方法中逼真度最高,但其飞行器的舵面负载/气动/运动各子系统仍然必须建立仿真模型。飞行试验尽管最为真实,但有明显不足,即风险高、成本高和周期长。如2009年,高超声速飞行器HTV-2首次试飞

* 收稿日期:2015-09-19

基金项目:国家自然科学基金资助项目(51505487);国防科技大学科研计划资助项目(JC15-01-02)

作者简介:黄敏(1989—),男,江西进贤人,博士研究生,E-mail:hm653925451@icloud.com;

王中伟(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail:wang_zhwei2001@163.com

9 min后失去联系,美国国防高级研究计划局给出的原因是飞行迎角超出控制能力,造成坠毁^[3]。飞行试验一旦失败,飞行器无法回收,会造成巨大损失,且需要返回修改设计,重新进行飞行试验,必然大幅增加研制成本,拉长研制周期。

由于飞行试验风险高、成本高,因此希望不断提高试飞前飞控系统的可靠性和技术成熟度。提高飞控系统可靠性的有效途径是在地面上采用更

加逼真的试验手段评估飞控系统,试图暴露出更多飞控系统设计中问题。因此,为使地面试验手段更加逼真,应试图减少 HILS 的建模环节,可行的方式是直接将模型置于风洞的气流环境中,令飞行器真实承载,代替 HILS 中的舵面负载/气动/运动模型。而传统的动态风洞试验如模型有约束试验、风洞单自由度试验及风洞自由飞试验等^[4]尚不能有效地模拟飞行器的姿态运动过程。

表 1 传统飞控系统评估方法对比

Tab. 1 Comparisons among traditional evaluation methods for flight control systems

	纯数学仿真	软件在回路仿真	HILS	人在回路仿真	飞行试验
软件	模型	真实	真实	模型或真实	真实
硬件	模型	模型或真实	真实	模型或真实	真实
舵面负载	模型	模型	模型	模型	真实
气动力与力矩	模型	模型	模型	模型	真实
姿态运动	模型	模型	模型	模型	真实
质心运动	模型	模型	模型	模型	真实

针对飞行试验对更逼真地面试验的需求、HILS 需要对飞行器舵面负载/气动/运动进行仿真建模及传统动态风洞试验缺乏模拟真实姿态运动过程的试验方式的问题,在 HILS 之后和飞行试验之前,利用 20 世纪 90 年代中期提出的风洞虚拟飞行试验(Wind Tunnel Based Virtual Flight Testing,WTBVFT)对飞控系统进行评估,以弥补 HILS 和飞行试验的差距。

WTBVFT 的基本思想^[5]为:一个完全尺度或缩尺的大气飞行器模型(如导弹)置于风洞中,采用最小约束的支撑机构将模型质心固定在风洞试验段某一位置,确保模型的三轴自由转动,采用真实或模拟的飞行控制系统实时控制模型运动。图 1 给出的是某导弹风洞虚拟飞行试验原理图。由于在风洞中无法实现平移运动,可结合计算机

仿真的飞行器平移运动实现真实飞行的六自由度模拟。

目前,美国、英国、俄罗斯、印度和中国等均已开展了 WTBVFT 技术的研究工作,相关部门已将其用于辨识动导数^[6-11]、研究非线性气动/运动耦合特性^[12-14]、评估尾旋改出策略^[15-16]及飞行控制律^[17-19]。美国阿诺德工程发展中心(Arnold Engineering Development Center, AEDC)及物理科学公司正在积极探索用于评估导弹制导控制系统的 WTBVFT 技术,通过近二十年的努力,在 0.6Ma 下开展了闭环控制风洞虚拟飞行验证性试验^[20-22],但仍有许多技术问题亟待解决,离应用还有一段距离。另外,国内外 WTBVFT 已发展到跨声速(0.9Ma)^[14],有待向超声速及高超声速发展。从已有的成果可以预见到,WTBVFT 在飞控系统评估中的应用十分有利于飞控系统的研发,将提高飞行器控制系统的技术成熟度与可靠度,降低试飞风险与飞控系统返回修改设计次数及相应的试飞次数,最终降低飞行试验成本和缩短研制周期。

1 应用于飞控系统评估的 WTBVFT 系统方案

1.1 WTBVFT 系统方案

以某导弹为例,一个较为完整的 WTBVFT 系统可由风洞设施(包括内含传感器、自动驾驶仪

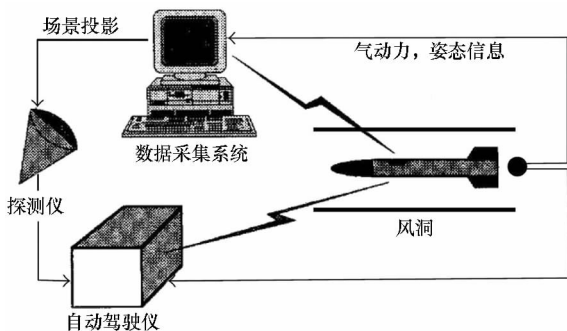


图 1 导弹风洞虚拟飞行试验原理

Fig. 1 Principle of wind tunnel based virtual flight test for missiles

和舵机的导弹模型及模型支撑装置等)、暗室(包括目标模拟器、二轴目标转台、内含导引头的导弹模型及三轴转台)、导弹质心运动与目标特性仿真计算机及实时数据采集与控制系统等组成,如图2所示。

其中,导弹模型置于专门的支撑装置上,通过直接或间接响应舵面作动进行自由俯仰、自由滚转、自由偏航或执行其他机动动作(如拉起等)。所谓间接响应,是指在舵面偏转后,模型并不直接进行姿态响应,而是通过天平实时测量气动力矩,以预测出姿态响应,由支撑装置带动模型偏转,提供等效的自由姿态运动,如图2中的自由偏航。传感器可包括惯组、测力天平与舵偏角码器,分别用于测量姿态响应、气动载荷及舵偏信号;自动驾驶仪接收惯组信号与导引头信号生成舵偏指令,发送给舵机;舵机进而控制舵面偏转,驱动模型姿态运动。导弹质心运动与目标特性仿真计算机、

目标模拟器及转台分别用于仿真计算飞行器质心运动轨迹与目标特性、对目标特性的物理模拟、对导弹与目标运动的物理模拟,目标模拟器置于暗室的导弹模型正前方。实时数据采集与控制系统用于实时采集(接收)、处理、发送、显示及记录试验数据,如传感器信号、控制指令信号等,并实时控制试验设备(如风洞设备、支撑装置、转台等)及试验进程等,确保整个系统的实时运行。

利用上述系统组成,可分别构成姿态控制回路及制导控制回路。基于姿态控制回路,可开展姿态稳定性与控制试验,用于评估姿态控制系统性能。当系统中附加了导弹质心运动与目标特性的仿真时,可以模拟导弹的六自由度运动,从而可开展制导与导航试验,用于评估制导系统性能。值得一提的是,上面介绍的是一个相对完整的WTBVFT系统,实际的WTBVFT系统的搭建应根据应用需求,适当裁剪和增加系统组成。

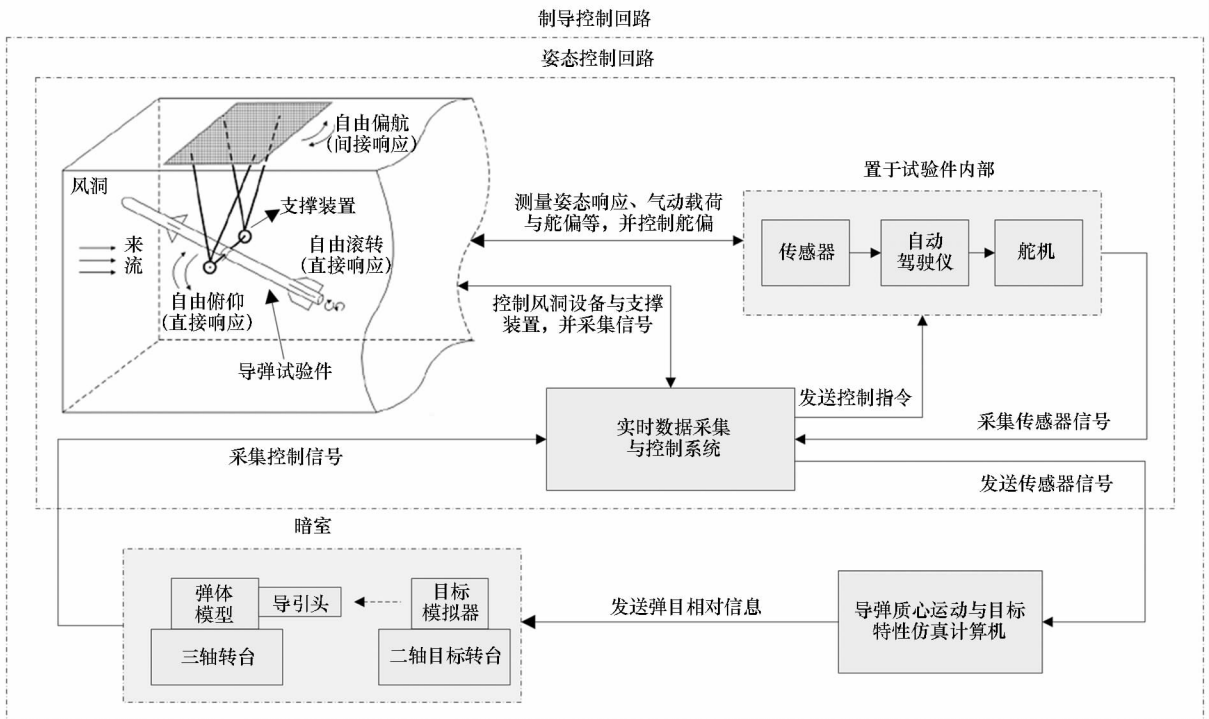


图2 完整的导弹 WTBVFT 系统方案图

Fig. 2 Principle diagram of a complete missile WTBVFT system

1.2 与 HILS 系统的差异分析

WTBVFT 系统和 HILS 系统的外部制导部分相同,主要区别体现在姿态控制回路,下面给出 HILS 系统的姿态控制回路,如图3所示。

对比图2及图3,可知它们的差异具体表现为:

1) 控制回路形式的差异。WTBVFT 的姿态控制系统回路形式和真实飞行时的基本一致,如

图4所示,而 HILS 需要对一些环节进行数学模拟与物理模拟,其形式如图5所示。因而,从形式上看,HILS 不如 WTBVFT 真实。

2) 信号传递的差异。WTBVFT 的飞控系统硬件可以按照真实飞行时的控制系统布局布置,如图6所示,信号均为模拟信号,和真实情况基本一致。而 HILS 中,由于附加了仿真设备,为确保整个仿真系统的实时运行,加入了许多接口。

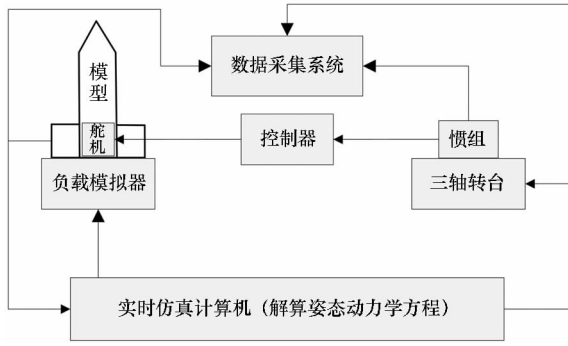


图 3 半实物仿真系统姿态控制回路

Fig. 3 Attitude control loop of HILS system

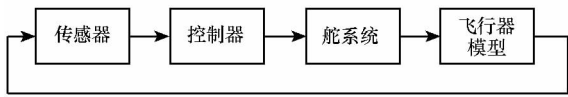


图 4 虚拟飞行试验姿态控制回路形式

Fig. 4 Form of WTBVFT attitude control loop

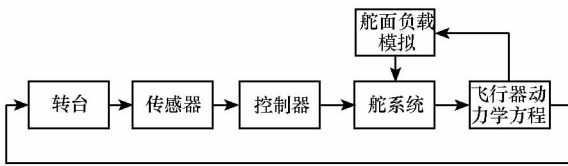


图 5 半实物仿真姿态控制回路形式

Fig. 5 Form of HILS attitude control loop

等效的响应方式相比 WTBVFT 有两点不足:一是 HILS 采用方程代替真实的飞行器物理过程,其响应形式不如 WTBVFT 真实;二是实际的响应模型是高阶非线性的,而一般仿真采用的姿态动力学方程通常经过一定的降阶或线性化处理,其可以近似描述真实的物理响应过程,但不能完全描述,将导致姿态运动不及 WTBVFT 真实。

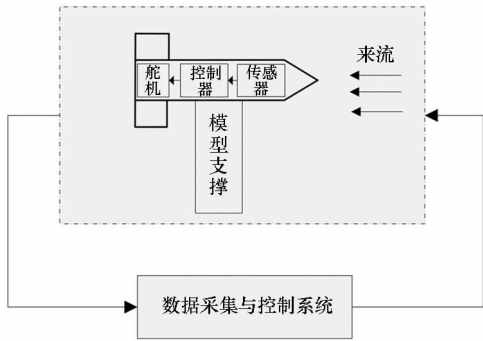
4) 气动力差异。在上述响应过程中, WTBVFT 将飞行器直接置于风洞中,承受真实的气动载荷,在真实的气动载荷作用下,飞行器发生转动。而 HILS 必须先通过风洞试验或计算流体动力学 (Computational Fluid Dynamics, CFD) 计算获取气动数据库,根据该数据库获取到当前飞行状态的气动力数值,再输入到姿态动力学方程,计算得到新的姿态。实际的气动力是高阶非线性的,而 HILS 将非线性的气动力简化为线性叠加的形式,并忽略了高阶项,因此不如 WTBVFT 的气动力真实,特别是在气动力非线性比较明显的情形下,如大振幅运动、高超声速吸气式飞行、级间分离等,这种差距会更大。另外, HILS 的每个飞行状态的气动力需要根据数据库通过插值或拟合方式得到,这种近似处理会进一步引入误差。总的来说, HILS 对气动力的近似处理不及 WTBVFT 中飞行器的真实承载真实。

5) 传感器敏感环境差异。 WTBVFT 的传感器置于飞行器内部,真实敏感飞行器姿态变化。而 HILS 必须通过一个三轴转台等效复现飞行器姿态运动,传感器 (如惯组) 置于转台上敏感姿态运动。转台能否准确复现姿态运动,一方面取决于仿真计算得到的姿态信息的准确性,另一方面取决于转台控制系统的控制能力,纵然转台控制系统可以达到很高精度,但并不能控制转台运动和真实的飞行器运动完全一致,必然存有一定误差。这样一来, HILS 的传感器敏感环境不如 WTBVFT 的真实。

6) 舵面承载差异。 WTBVFT 的飞行器舵面直接暴露于气流中,真实承载气动载荷,而 HILS 不能直接提供飞行器飞行时的气流条件,通常是利用静态风洞试验获得铰链力矩,建立舵面负载模型,由舵面负载模拟器给舵面加载。这种等效加载的方式存在两个问题:一是舵面负载和前述气动力的获取类似,和真实的非线性负载有一定差异;二是在铰链力矩加载过程中,由于负载台机械加载铰链力矩的延迟,与舵面偏转不能保持时刻同步,或多或少会引入一些多余力误差^[23]。因此, HILS 难以保证舵面承受着和 WTBVFT 舵面

图 6 虚拟飞行试验的飞控系统硬件布局

Fig. 6 Hardware layout of flight control system in WTBVFT



理想情况下,要求这些接口无损失、零延迟,但实际上是做不到的,因此必然会给飞控系统硬件之间的信号传递引入一定误差。另外,实时仿真技术也不可能做到真实硬件和仿真设备信号传递的绝对同步。因此, HILS 的信号传递不及 WTBVFT 真实。

3) 姿态响应差异。在 WTBVFT 中,飞行器真实地响应舵面偏转,而 HILS 中,必须通过姿态动力学方程模拟上述响应过程。 HILS 的这种近似

同等真实的气动载荷。

综合分析,飞控系统置于 WTBVFT 环境中运行将比 HILS 环境更加真实,体现在飞控系统整体回路及其各个环节。同时 HILS 需要对响应过程进行数学模拟、对飞行器运动及舵面负载进行物理模拟,系统较为复杂,而通过 WTBVFT,则可以省去 HILS 中许多仿真模拟的环节,避免了准确模拟上述环节的困难。

2 应用于飞控系统评估的 WTBVFT 关键技术分析

WTBVFT 用于评估飞控系统可分为三大步进行:①明确评估内容,即所要评估的飞控系统性能指标,针对评估内容,研究其评估方法;②基于该评估方法,确立用于评估飞控系统的 WTBVFT 系统总体方案,指导试验系统的建设;③在试验系统建设完成后,基于评估方法,制定试验方案,以评估飞控系统性能。因此,为实现该应用,需要解决两大关键问题——WTBVFT 评估方法的技术问题和 WTBVFT 系统的技术问题,而 WTBVFT 系统的技术问题主要包括飞行器模型设计、飞控系统改进及模型支撑。

2.1 飞控系统 WTBVFT 评估方法

在明确了飞控系统性能指标后(如文献[24]列出的飞行品质指标那样),就需要回答如何用 WTBVFT 对它们进行评估,即确定飞控系统性能的 WTBVFT 评估方法。按照 WTBVFT 评估飞控系统性能的顺序,可将 WTBVFT 评估方法分为:WTBVFT 方法、WTBVFT 数据处理方法及飞控系统性能评定方法。它们的内涵如下:

1) WTBVFT 方法,即如何设计试验来获取性能指标评价所需要的原始数据。试验方法应制订出试验程序,即如何合理而充分地安排试验项目;对单个项目,应采取怎样的试验操作步骤,从而有效地收集到试验原始数据。就单个试验项目而言,应说明如何激发运动模态、如何施加控制、如何施加干扰等。运动模态的激发是指,通过一些怎样的操作能有效复现评估指标对应的运动模态,譬如纵向短周期运动模态、尾旋运动模态等。

2) WTBVFT 数据处理方法,即在得到原始数据后,采用怎样的方法对原始数据进行处理以得到性能指标对应的数据类型。

3) 飞控系统性能评定方法,即在得到性能指标数据后,采用怎样的评价准则对测得指标进行评价,给出性能等级。

2.2 飞行器模型设计技术

原型飞行器要想置于风洞中测试,必须做出一定改动。尽管有些风洞尺寸足够大,可以容纳全尺寸飞行器,如 CARDIC 高速所采用的导弹^[14]及美国物理科学公司采用的空对空 BOA 导弹^[20]都是原型弹,避免了缩尺的问题,但由于模型要与支撑装置相连,改变了模型气动布局,因此需要对模型进行改型设计。文献[14]采用工程估算、CFD 计算和风洞验证试验相结合的方式对支撑处的弹翼进行了改型设计。另外,飞行器质量分布也会受到影响,需要确保改型后的飞行器模型质量与转动惯量和原型相似。

当原型飞行器尺寸较大时,通常需要缩尺,如布里斯托尔大学设计的 1/16 缩尺的 Hawk 模型^[12]。需要确保缩尺后的飞行器模型周围的流场与运动和原型飞行器的相似,文献[25]详细地介绍了它们的相似准则。

另外,飞行器模型需要考虑如何安装一些嵌入装置,如传感器(角传感器和天平等)、伺服机构等。

总的来说,如何设计和制造能够满足质量和惯性相似需求并能与模型嵌入装置和模型支撑装置协调一致的动态缩尺模型是 WTBVFT 的一大关键问题。

2.3 飞控系统改进技术

WTBVFT 不能完全模拟飞行试验环境,主要差异表现为:风洞空间有限、飞行器模型的线位移和速度变化受到限制^[25]。鉴于此,原型飞控系统硬件不能直接置于风洞中,必须对飞控系统做一些改进,力求确保 WTBVFT 与飞行试验的一致性。另外,根据飞控系统评估的特定需求,对飞控系统的要求会有所不同。具体如下:

1) 执行机构缩比技术。如果飞行器模型需要缩尺,飞控系统伺服机构,如舵机,同样需要缩尺,因此,需要研究缩尺后的舵机与原始舵机的相似性,以确保飞控系统性能预测的可靠性。目前,在公开文献中尚未见到这部分的研究。

2) 测量技术。飞控系统传感器与真实的有所不同。由于风洞中模型平移运动的限制,线加速度传感器需要由一个气动力天平来代替,以测量模型所受到的轴向力、法向力和侧向力,通过结合飞行器的其他受力,如推力,以提供一个等效的线性加速度。至于姿态信息的测量,不仅可以采用飞行器固有的姿态传感器,如陀螺仪,还可以附加一些新的角敏感器,如光学编码器等。

3) 快速控制原型技术。不同的飞控系统评估阶段,对控制器的要求有所不同。在飞行控制律代码开发阶段,控制器产品开发出来之前,为测试不同飞行控制思路(方法)的优劣,需要一个控制律载体,该载体通常采用计算机形式,称为飞控计算机。在确定了飞行控制律代码后,就可以开发控制器产品,代替前面的飞控计算机,该阶段飞控系统评估所采用的控制器为实际控制器硬件。这里,把这两个评估阶段分别称为快速控制原型 WTBVFT 及控制器在回路 WTBVFT。

快速控制原型 WTBVFT 采用了快速控制原型(Rapid Control Prototyping, RCP)^[26]的思想,快速控制原型方法非常适用于控制器产品开发出来之前的控制系统评估,它可以快速地建立控制器模型,对整个系统进行多次测试来验证控制方案的可行性。采用这种方法构建的 WTBVFT 系统有:布里斯托尔大学的基于 dSPACE 的 WTBVFT 系统^[12]、CARD 低速所的基于 VxWorks 的 WTBVFT 系统^[27]。控制器在回路风洞虚拟飞行试验用于对实际控制器在回路的飞控系统进行评估,特别是在试飞前需要对硬件综合的飞控系统进行评估时,则要采用这种试验形式,如美国 AEDC 及物理科学公司构建的 WTBVFT 系统采用的就是原型弹的自动驾驶仪^[20-22]。

4) 飞控系统硬件的通用性要求。如果 WTBVFT 系统要求适用于不同飞行器型号的评估,飞控系统的组件应具有通用性。换言之,需要专门设计和选型飞控计算机、传感器或舵机,以满足不同型号飞行器的测试需求,确保姿态传感器的量程足够大、覆盖多种飞行器的运动范围。

5) 飞控系统运行的实时性要求。为保证飞控系统各节点间数据传输的实时性,仿真设备的使用应同其他实际硬件保持时间的同步。因此,要求有实时系统来实时采集数据和控制仿真设备,即图 2 中的实时数据采集与控制系统。

2.4 模型支撑技术

模型支撑技术是 WTBVFT 中的核心技术。在设计模型支撑装置时,需考虑如下因素:

1) 模型自由运动对支撑装置的要求。模型支撑装置应确保模型绕质心自由转动,包括自由俯仰、自由滚转及自由偏航,甚至一些其他的机动动作,如俯冲或摇摆等。这些自由运动可由带轴承的腹部支架或吊架装置、带轴承的张线悬挂装置,甚至潜在的绳牵引并联机构^[28]及磁悬浮装置^[29-30]等来保证。若在某个自由度上不适合安装轴承等来保证模型在该自由度上直接响应控制

面,则可采用强迫运动的方式来提供一个等效的自由运动,如图 2 中通过间接响应实现的等效自由偏航运动。

2) 支撑装置对模型的气动干扰要求。由于支撑装置或多或少会对模型的气动布局产生影响,进而影响模型的气动特性,因此,一方面要求支撑装置对模型的气动干扰应尽量少,以降低它对性能评估结果的影响;另一方面,应寻求有效的支撑气动干扰量化手段,以测量和了解气动干扰的性质和严重程度。由于张线悬挂装置相对支架装置有更低的气动干扰,许多研究单位,如美国 AEDC 及物理科学公司和中国空气动力研究院均采用张线悬挂作为模型的支撑形式。在支撑装置的设计过程中,可采用结构优化手段不断对其优化和改进,以降低气动干扰,如物理科学公司一开始拟采用全轴承装置确保模型的三通道自由响应,后来去掉偏航轴承,采用液压模块拉伸或放松钢索来提供一个等效的自由偏航运动,以避免偏航轴承模块对模型气动布局的干扰。目前,公开文献中鲜有关于 WTBVFT 中支撑气动干扰的量化方法的研究。

3) 轴承转动摩擦力矩对模型动力学特性影响的要求。当采用轴承时,就需要在轴承设计过程中考虑轴承的转动摩擦力矩对模型转动动力学特性的影响程度。为降低轴承摩擦的影响,可以增加飞行器转动动力学方程的气动刚度和阻尼项,如模型尺寸或测试速度,详细的分析可参考文献[31]。

4) 轴承的承载、角运动范围要求。在设计轴承时,应初步估计特定风速下气流对模型可能产生的最大轴向力、法向力和侧向力,对轴承提出最大承载要求,并根据飞行器转动程度,对轴承允许的角运动范围提出要求。

5) 支撑装置的强度、刚度要求。在气动载荷作用下,支撑装置应有足够的强度及安全系数,确保模型支撑足够稳固,从而使试验设备免遭破坏,保证试验的安全。支撑装置的刚度与支撑的弹性运动有关,刚度越大,支撑的弹性运动幅值越大,而支撑的弹性运动又将影响模型的运动。因此,为保证支撑弹性运动对模型运动的影响足够小,就要确保支撑装置有足够大的刚度。

模型支撑装置的设计复杂,难度大,以上列出的是一些主要的性能要求,详细的技术要求应在评估内容与方法明确后给出。模型支撑装置在 WTBVFT 系统中扮演着十分重要的角色,从近十年来 WTBVFT 技术发展历程来看,WTBVFT 的发

展可以看作是一个支撑装置不断改进的过程。目前,WTBVFT仍限于低速或亚跨声速,而模型支撑技术是WTBVFT往超声速甚至高超声速领域发展的主要技术难题之一,该项技术的突破将极大推动WTBVFT技术的发展。

3 结论

综合上述对WTBVFT优势、试验系统方案及关键技术问题的分析,可得出如下结论:

1)WTBVFT在接近于实际的飞行环境下验证飞行控制系统,能避免HILS对飞行器气动、姿态运动及舵面负载仿真建模的不准确与建模困难。相比HILS,其对飞控系统的考核更加真实可靠。通过WTBVFT诊断一体化的飞行系统故障,将一些在空中飞行可能遇到的问题在地面上予以解决,可以降低飞行试验风险、缩短研发周期,并可通过减少试验次数和试验设备的耗用量来降低试验经费。

2)以导弹为例,介绍了完整的WTBVFT系统方案,将该系统分为内回路(即姿态控制回路)及外回路(即制导控制回路),并介绍了其工作原理。比较了WTBVFT系统与HILS系统在姿态控制回路的差异,包括控制回路形式差异、信号传递差异、姿态响应差异、气动力差异、传感器敏感环境差异及舵面承载差异,进一步明确了WTBVFT相比HILS的优势。

3)提炼并分析了用于评估飞控系统的WTBVFT关键技术问题,包括WTBVFT评估方法、飞行器模型设计技术、飞控系统改进技术及模型支撑技术。其中,WTBVFT评估方法是研究后几种试验系统相关技术必须首要解决的问题,而模型支撑技术是试验系统技术中的核心问题。为发展超声速及高超声速飞行器控制系统的WTBVFT技术,迫切需要研究WTBVFT评估方法及模型的支撑技术。

参考文献 (References)

[1] Graham S L. Design analysis and methodology for evaluating flight control systems [C]//Proceedings of Aircraft Systems, Design and Technology Meeting, AIAA-86-2655, 1986.

[2] 曾庆华,郭振云.无人飞行控制技术与工程[M].北京:国防工业出版社,2011.

ZENG Qinghua, GUO Zhenyun. Unmanned flight control techniques and engineering [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2011. (in Chinese)

[3] 李惠峰.高超声速飞行器制导与控制技术[M].北京:中国宇航出版社,2012.

LI Huifeng. Guidance and control technology of hypersonic vehicles [M]. Beijing: China Aerospace Press, 2012. (in

Chinese)

[4] Owens D B, Brandon J M, Croom M A, et al. Overview of dynamic test techniques for flight dynamics research at NASA LaRC [C]//Proceedings of 25th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, AIAA 2006-3146, 2006.

[5] Gingras D R, Hultberg R S, Bell J W. Applications of a simulation environment during wind tunnel testing [C]//Proceedings of Guidance, Navigation, and Control and Co-located Conferences; AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, AIAA 2001-4423, 2001.

[6] Cook M V. On the use of small scale aircraft models for dynamic wind tunnel investigation of stability and control [J]. Transactions of the Institute of Measurement and Control, 1987, 9(4): 190-197.

[7] Balakrishna S, Niranjana T, Rajamurthy M S, et al. Estimation of aerodynamic derivatives using dynamic wind tunnel simulation technique [C]//Proceedings of the NAL-DLR Symposium on System Identification, 1993.

[8] Rajamurthy M S. Generation of comprehensive longitudinal aerodynamic data using dynamic wind-tunnel simulation [J]. Journal of Aircraft, 1997, 34(1): 29-33.

[9] Gatto A, Lowenberg M H. Evaluation of a three degree of freedom test rig for stability derivative estimation [J]. Journal of Aircraft, 2006, 43(6): 1747-1761.

[10] Carnduff S D, Erbsloeh S D, Cooke A K, et al. Characterizing stability and control of subscale aircraft from wind-tunnel dynamic motion [J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(1): 137-147.

[11] Pattinson J, Lowenberg M H, Goman M G. Multi-degree-of-freedom wind-tunnel maneuver rig for dynamic simulation and aerodynamic model identification [J]. Journal of Aircraft, 2013, 50(2): 551-565.

[12] Davison P M, Lowenberg M H, Bernardo M D. Experimental analysis and modeling of limit cycles in a dynamic wind tunnel rig [J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(4): 776-785.

[13] 胡静,李潜.风洞虚拟飞行试验技术初步研究[J].实验流体力学,2010,24(1): 95-99.

HU Jing, LI Qian. Primary investigation of the virtual flight testing techniques in wind tunnel [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2010, 24(1): 95-99. (in Chinese)

[14] 赵忠良,吴军强,李浩,等.2.4 m跨声速风洞虚拟飞行试验技术研究[J].航空学报,2016,37(2): 504-512.

ZHAO Zhongliang, WU Junqiang, LI Hao, et al. Investigation of virtual flight testing technique based on 2.4 m transonic wind tunnel [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(2): 504-512. (in Chinese)

[15] Sohi N P, Prudnikov Y A, Temlyakov Y N. Estimation of spin characteristics of aerobatic aircraft by means of spin modes modeling in a horizontal wind tunnel [C]//Proceedings of 22th International Congress of the Aeronautical Sciences, 2002.

[16] Sohi N P. Modeling of spin modes of supersonic aircraft in horizontal wind tunnel [C]//Proceedings of 24th International Congress of the Aeronautical Sciences, 2004.

[17] Papageorgiou G, Glover K. Two-degree-of-freedom control of an actively controlled wind-tunnel model [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2002, 25(3): 510-516.

[18] Davison P M, Bernardo M D, Lowenberg M H. Modeling and

- control of a single degree of freedom dynamic wind tunnel rig[C]//Proceedings of the European Control Conference, 2003.
- [19] Richardson T S, Dubs A, Lowenberg M H, et al. Wind-tunnel testing of a dynamic state-feedback gain scheduled control system [C]//Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, AIAA 2005 - 5976, 2005.
- [20] Lawrence C, Mills B. Status update of the AEDC virtual flight testing development program [C]//Proceedings of 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, AIAA 2002 - 0168, 2002.
- [21] Magill J C, Cataldi P, Morency J R, et al. Active yaw control with a wire suspension system for dynamic wind tunnel testing[C]// Proceedings of 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 2005 - 1295, 2005.
- [22] Magill J C, Cataldi P, Morency J R, et al. Demonstration of a wire suspension for wind-tunnel virtual flight testing [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2009, 46(3): 624 - 633.
- [23] 单家元, 孟秀云, 丁艳. 半实物仿真[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008.
SHAN Jiayuan, MENG Xiuyun, DING Yan. Hardware in the loop simulation [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2008. (in Chinese)
- [24] 高金源, 李陆豫, 冯亚昌, 等. 飞机飞行品质[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.
GAO Jinyuan, LI Luyu, FENG Yachang, et al. Aircraft handling qualities [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2003. (in Chinese)
- [25] 李浩. 风洞虚拟飞行试验相似准则和模拟方法研究[D]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2012.
LI Hao. Study on the similarity criteria and simulation method of the wind tunnel based virtual flight testing[D]. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center, 2012. (in Chinese)
- [26] 丁荣军. 快速控制原型技术的发展现状[J]. 机车电传动, 2009(4): 1 - 3.
DING Rongjun. The development status of fast control prototype[J]. Electric Drive for Locomotives, 2009(4): 1 - 3. (in Chinese)
- [27] 聂博文, 祝明红, 郭林亮, 等. 风洞虚拟飞行试验系统关键技术及方案设计[C]//中国制导、导航与控制学术会议(CGNCC2012), 北京, 2012.
NIE Bowen, ZHU Minghong, GUO Linliang, et al. Key technique and design scheme of the wind tunnel virtual flight system [C]//Proceedings of 2012 Chinese Guidance, Navigation and Control Conference (CGNCC2012), Beijing, 2012. (in Chinese)
- [28] 林麒. 风洞模型动态试验支撑系统研究 [C]//第二届全国非定常空气动力学学术会议, 2014.
LIN Qi. Research of model support systems for dynamic wind tunnel tests [C]//Proceedings of the 2nd Unsteady Aerodynamics Conference, 2014. (in Chinese)
- [29] Britcher C P. Application of magnetic suspension technology to large scale facilities; progress, problems and promises[C]. 35th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, AIAA Paper 97 - 0346, 1997.
- [30] Owen A K, Owen F K, Grove P. Magnetic suspension and balance testing in support of hyper - X [C]//Proceedings of 12th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, AIAA 2003 - 6958, 2003.
- [31] Magill J C, Cataldi P, Morency J R, et al. Design of a wire suspension system for dynamic testing in AEDC 16T [C]// Proceedings of 41th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 2003 - 452, 2003.