

联接翼

AFRL、波音和 NASA – 成功进行
SensorCraft 联接翼无人机风洞测试





图片来源：NASA

空

军研究实验室的 SensorCraft 项目目标之一是为未来的长航时高空

无人侦察平台开发相关技术。该研究项目旨在开发此类灵活的大型无人机相关技术，其中一项内容是“空气动力学效率改进”（AEI）计划。AEI 计划的目标包括论证颤振抑制、阵风载荷减缓（GLA）和静稳定裕度降低技术，这是 SensorCraft 无人机潜在的可行技术，便于减轻其结构重量，从而延长航时、航程和有效载荷能力。AEI 计划包括在 NASA 跨声速动力学风洞中对两种 SensorCraft 设计进行一系列风洞试验。所测试的配置分别是参考文献 1 和 2 中介绍的飞翼和联接翼（图 1）。每种配置都需要一个提供刚体自由度的模型。由于需要包含刚体自由度，所以要求模型在风洞中“飞行”，这显著增大了项目的复杂性和风险。通过使用两款数字控制器系统，这些模型成功、安全地完成了风洞试验，其中一款控制器用于研究飞行控制律，另一款用于研究伺服控制环路、WatchDog 系统和紧急控制律。本文介绍控制器的架构和实施（使用 dSPACE 系统），主要针对联接翼试验。试验团队包括空军研究实验室（AFRL）、波音公司和 NASA 兰利研究中心。

实验装置

SensorCraft 联翼无人机（JWS）试验在 NASA 兰利跨声速动力学风洞（TDT）中进行。TDT 风洞是美国独有的研究设施，专门负责发现、了解和解决相关的气动弹性和气动伺服弹性问题。TDT 风洞是一种回流式

>>

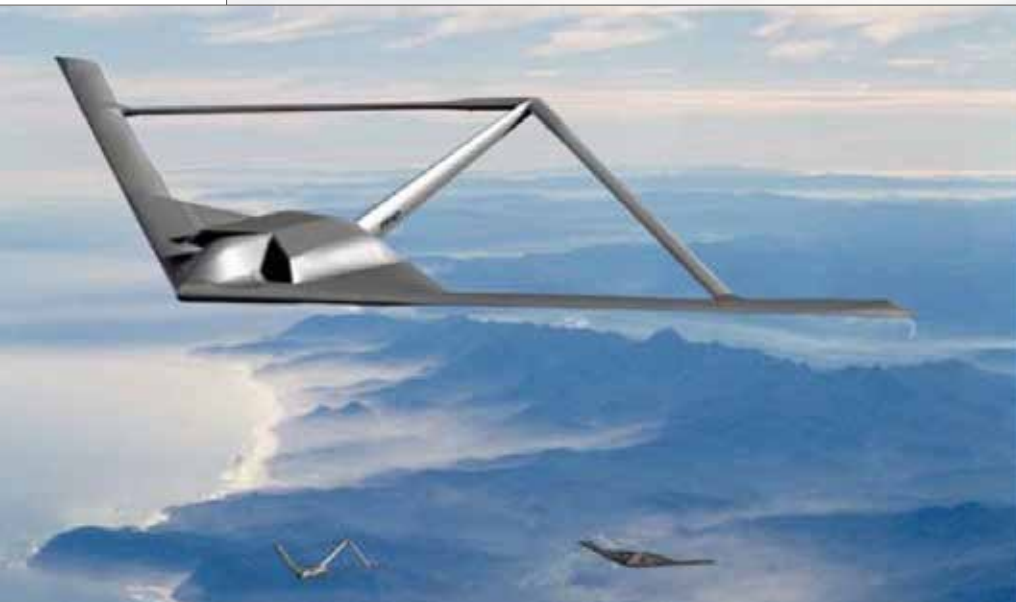
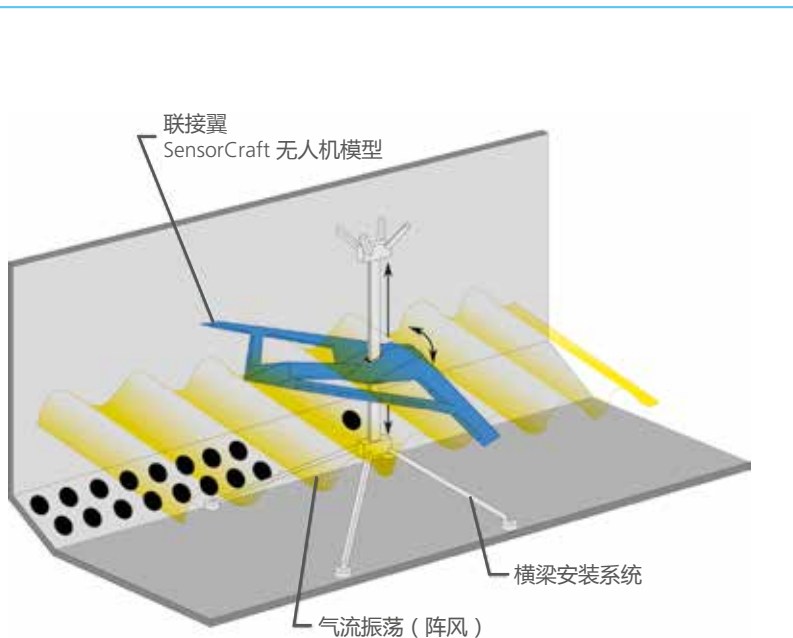


图 1 : SensorCraft 联翼无人机的配置。

连续流动变压风洞，具有 16 平方英尺试验段和切尖转角。该风洞使用空气或重型气体作为试验介质，可以在近零至 1.2 马赫数范围内工作。TDT 风洞专门用于颤振试验，其控制室对模型具有出色的视野，可以迅速关闭风洞以确保模型安全。TDT 风洞有一个可产生模拟阵风的气流振荡系统，在该项目一系列风洞试验中广泛使用。图 2 所示

是 JWS 无人机和支撑系统。俯仰和沉浮自由度由两个箭头表示。图 3 所示是 TDT 风洞中安装的 JWS 无人机模型照片。支撑系统由一个横梁和一个支架组成，出于安全考虑，支架配有一个沉浮制动器和一个俯仰限位器，以便远程锁定刚体运动。该模型还配有一套大型仪表，包括加速器、应变计、速率陀螺、电位器和总共 13 个液压驱动式高带

图 2 : AEI SensorCraft 联翼无人机模型图示，在 NASA 兰利跨声速动力学风洞中装有一个双自由度支撑系统。



宽操纵面，每个表面都有一个旋转可变差动变压器 (RVDT) 位置传感器。操纵面位于机翼后缘，前翼和后翼各有六个，还有一个位于方向舵上。JWS 风洞模型的外部需要集成各种部件来支持测试。其中包括两个 dSPACE 数字控制系统、一个商用信号调理系统、多个定制信号调节器（用于 RVDT 变压器和 Moog 伺服阀）、各种电源和一个定制缓冲控制系统。图 4 所示是风洞模型和各种系统之间的连接示意

图。dSPACE 装置的外部信号均为模拟信号。RVDT 变压器的抗混叠滤波器设为 400 Hz，因为只连接到一个以 1000 Hz 帧频运行的数字控制系统 (dSPACE 1)。所有其他信号在 100 Hz 滤波，以便与另一个以 200 Hz 帧频运行的数字控制系统进行比较 (dSPACE 2)。使用 TDT 数据采集系统 (DAS) 在 500 Hz 下采集数据。

控制系统

JWS 风洞试验的控制任务在两个 dSPACE 系统上进行。两个伺服控制环路（通过 RVDT 变压器、伺服阀和 WatchDog 系统来定位操纵面）在 dSPACE 1 系统上实施，而 dSPACE 2 系统则用于实施飞行控制（配平和阵风载荷减缓）。缓冲控制系统专为该风洞试验而定制，它由一个闭锁电路、多个开关和一个电源组成。缓冲控制系统与模型上的电磁阀和液压执行器结合使用，用于锁定刚体运动。该系统可以手动跳闸，但是从未使用该功能。而

是依靠 dSPACE 1 上的自动化 WatchDog 系统可靠地发出“缓冲！”指令使模型保持安全。两个 dSPACE 系统和缓冲控制系统的关键功能如图 5 所示。用户向这些系统输入的信息以深灰色显示。阵风载荷减缓和配平控制律在 dSPACE 2 的飞行控制模块中实施。该飞行控制模块包含一个 GUI 接口和一个编程逻辑，用于控制或启动某些事件，比如重置系统或启动起飞程序。执行参数识别测试时，可以向操纵面指令的各种组合中添加一个激励信号。这些指令作为模拟信号输出到 dSPACE 1。伺服控制环路和 WatchDog 系统在 dSPACE 1 上实施。伺服环路是独立的 PID 控制环路，配有输出饱和模块，以防过度驱动执行器。WatchDog 系统用于监测模型信号，检测到故障时会发出“缓冲！”指令，并通过图 5 所示的开关将控制信号传送到紧急控制律。对

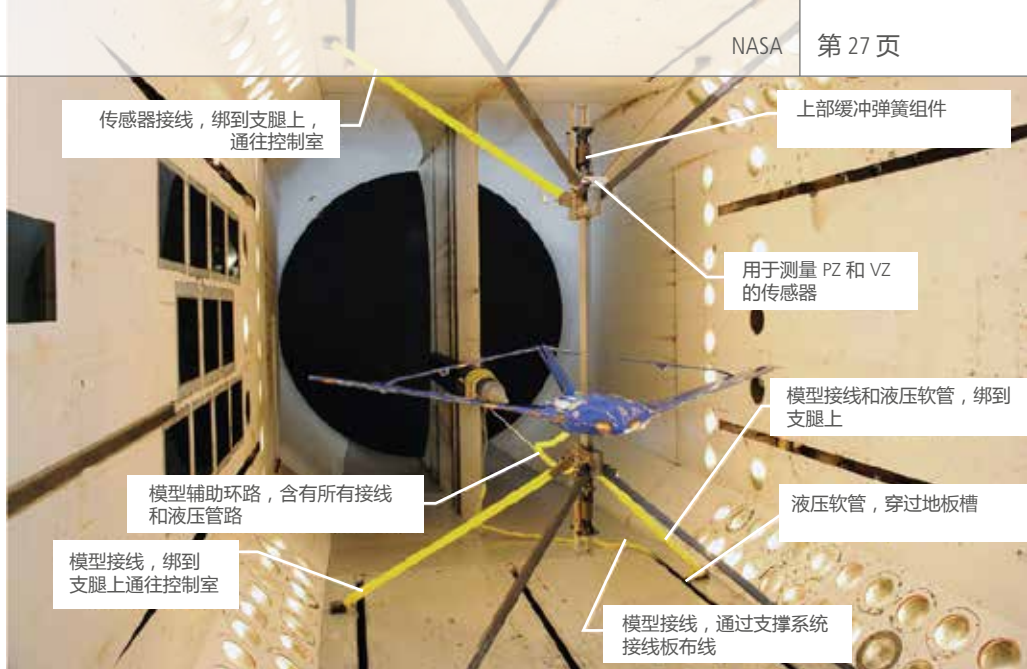


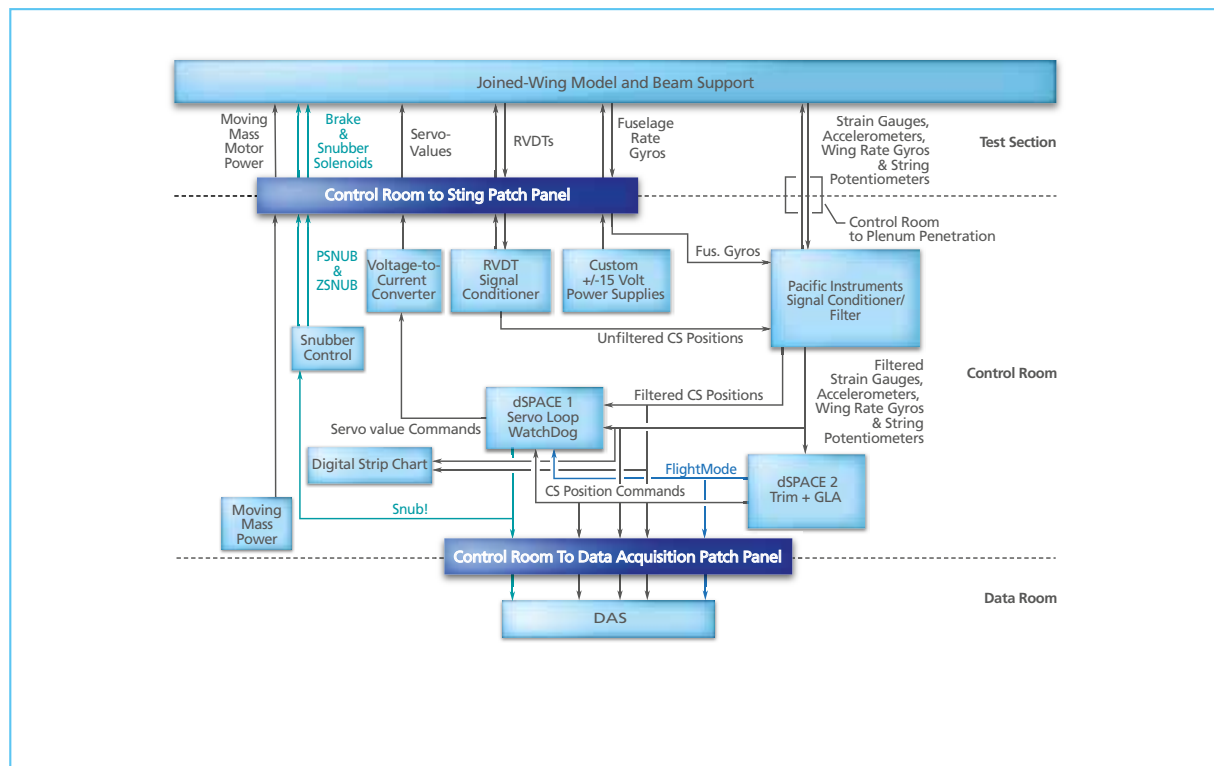
图 3 : NASA 兰利跨声速动力学风洞中的 SensorCraft 联翼无人机。

于联接翼测试，紧急控制器仅由多个 0° 操纵面指令组成，但在参考文献 1 介绍的测试中使用了一个闭环控制器。如图 5 所示，各种系统相互之间通过缓冲控制系统发送给 dSPACE 1 的状态信号、dSPACE 2 发送给 dSPACE 1 的 FlightMode 信号以及 dSPACE 1 发送给缓冲控制系统的 Snub! 信号进行通信。这些通

信方式以及合适的用户输入信息解决了联接翼风洞试验的一个关键挑战，这就是使模型从垂直行程底部（在沉浮制动器俯仰限位器的限制下）过渡到垂直行程中部自由飞行。相关步骤超出了本文的范围，将在参考文献 2 中详细介绍。dSPACE 2 飞行控制模块的关键功能如图 6 所示。该模块的主要组件是

>>

图 4 : 联接翼试验中的信号路由。



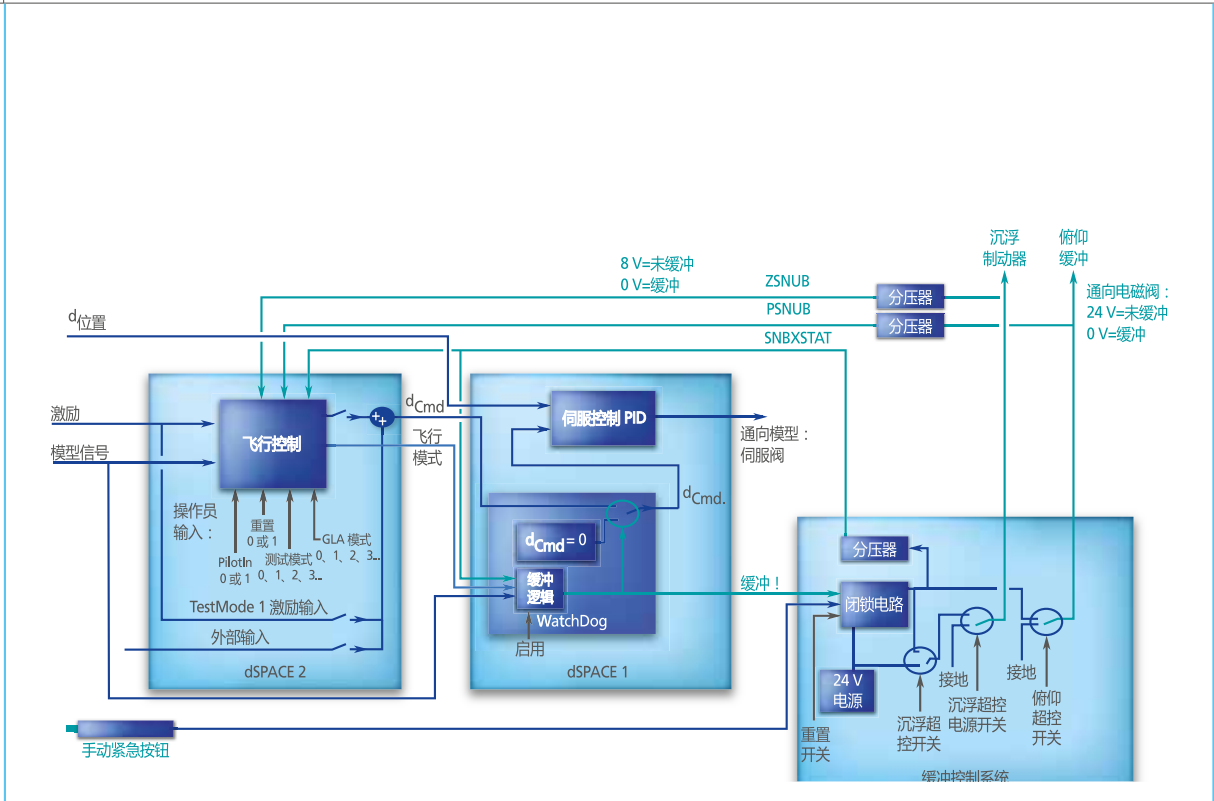


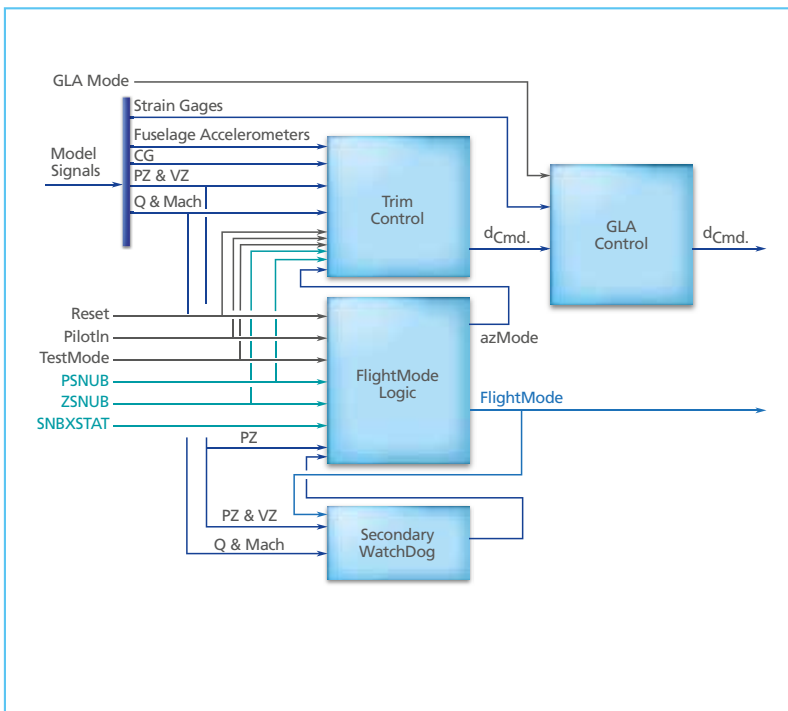
图 5 : dSPACE 系统和缓冲控制方框图。

配平和阵风载荷减缓 (GLA) 模块，FlightMode 逻辑模块和故障检测模块。其中显示了模型信号、缓冲相关信号、操作员输入信息及相关模型信号。配平控制器有两种运行模式：Theta 角保持和飞行高度 (Z) 保持。具体的运行模式取决于用

户输入信息和模型垂直位置。用于使垂直位置设定值从底部止动点升到风洞中心线的逻辑也包含在配平控制模块中。GLA 控制模块的运行由用户输入信息 GLAMode 进行控制。当 GLAMode 设为 0 时，GLA 控制模块只是传送操纵面指令。当

该参数大于 0 时，应变计反馈将被用于生成 GLA 操纵面指令，该指令被添加到配平控制器输出信号中。配平控制器用于使模型在风洞中起飞、飞行和着陆，并用作阵风载荷减缓 (GLA) 的参照。配平控制器由两个主元件组成，一个是垂直 (Z) 环路，另一个是俯仰 (θ) 环路。垂直环路由一个简单的 PID 控制器组成，用于生成加速度指令。俯仰环路由一个 PID 及加速度前馈控制器组成，用于从加速度指令生成升降面指令。这两个环路使用了依据模型的重心预设的增益。单个操纵面指令穿过一个三阶低通滤波器，以便在更高频率下使响应信号衰减。

图 6 : 飞行控制系统方框图。



dSPACE 系统

每个 dSPACE 数字控制系统 (DCS) 都由一个机箱组成，其中含有一台主机、一个目标系统、一个键盘、一个监视器、多个输入/输出用 BNC 接线板和一个不间断电源。数字控制系统的核心是含有一块 dSPACE DS1006 控制处理器板的目标系统，该板卡搭载了一个 2.6 GHz AMD Opteron™ 处理器并连接到三个 dSPACE DS2002 多通道 A/D 板和一个 dSPACE DS2103 多通道 D/A 板。A/D 板各有 32 个 16 位量化通道，输入范围为 ± 10 伏。D/A 板含有 32 个 14 位量化通道，输入范围为 ± 10 伏，具有 10 μ s 调节时间。控制器软件在 MATLAB®/Simulink® 环境中开发，经过编译后通过 dSPACE 和 MATLAB 间实时接口下载到目标处理器。dSPACE 工具的一个必需组件是 ControlDesk® 应用程序。ControlDesk 为目标处理器提供用户接口，用于开发和实施图形用户界面 (GUI)。主机运行图形用户界面，并控制处理器之间的所有通信。 ■

美国国家航空航天局

(NASA) David A. Coulson 和 Robert C. Scott
参考文献 [1] Scott, R., Vetter, T., Penning, K., Coulson, D., and Heeg, J.,
"Aerosevaelastic Testing of Free Flying Wind-Tunnel Models Part 1:A Sidewall Supported Semispan Model Tested for Gust Load Alleviation and Flutter Suppression," NASA/TP-2013-218051, Oct. 2013.[2]
Scott, R., Castelluccio, M., Coulson, D., and Heeg, J., "Aerosevaelastic Testing of Free Flying Wind-Tunnel Models Part 2:A Centerline Supported Fullspan Model Test for Gust Load Alleviation," NASA/TP-2014-218170, Feb. 2014.

结果

闭环风洞试验进行了约六周时间。在整个测试中，配平控制器和 GLA 控制律均得到了不断完善。一般过程是设计、实施、测试和评估配平控制器和 GLA 控制器。该过程在试验期间重复了多次。随着测试的进行，测试程序也得到改进，从而可以采集更好的参数识别数据集。这些数据集用于进一步完善分析模型，有助于改进配平和 GLA 控制器的设计。最终成功地在 -10% 静稳定裕度下达到配平飞行，而且至少减少了 50% 的结构响应。定制和重新配置 dSPACE 系统的能力以及与行业标准的 MATLAB 计算环境的兼容性，是本次风洞试验关键的成功因素。有一个事实可证明这一点：控制律开发工作由西海岸一名团队成员完成，而 TDT 风洞则位于东海岸。更新后的控制系统可以作为 Simulink 模型轻松交付到 TDT 风洞，进入现有框架后经过编译即可在数分钟内投入运行。因此可以尝试大量的控制设计迭代，从而获得成功的结果。

David A. Coulson

美国弗吉尼亚州汉普顿 Analytical Services & Materials, Inc. 公司 NASA TDT 风洞主动控制系统高级研究工程师。



Robert C. Scott

美国弗吉尼亚州汉普顿 NASA 兰利研究中心气动弹性分部高级航空工程师。

