

立式风洞与立式风洞试验

Vertical Wind Tunnel and Vertical Wind Tunnel Experiments

颜 巍 / YAN Wei

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

摘 要:

尾旋是飞机的一种非正常的复杂旋转飞行状态,飞机尾旋研究在航空工程中属于比较冷门的专业。立式风洞是专门进行飞机尾旋研究等特种试验的风洞设施,这种风洞在飞机研发过程中与常规风洞相比使用率较低。对立式风洞和立式风洞试验进行简要的回顾和阐述,为相关飞机型号设计单位进行立式风洞试验、研究飞机尾旋特性与改出特性提供参考。

关键词: 立式风洞;自由尾旋;旋转天平

中图分类号: V211.74

文献标识码: A

[Abstract] Aircraft spin is a very complex rotational flight state, aircraft spin research is relatively less focused. Vertical wind tunnel is the specific wind tunnel facility for aircraft spin research, this kind of wind tunnel is less been used compare with normal wind tunnel. This paper presents the review and discussion of vertical wind tunnel and vertical wind tunnel experiments.

[Keywords] vertical wind tunnel; free-spin; rotary balance

0 引言

风洞(Wind Tunnel)是一种产生人造气流的管道,用于研究空气流经物体所产生的气动效应,主要应用于飞行器、导弹设计领域。按照不同的类型可以将风洞进行区分。按照气流速度可将风洞分为亚音速风洞、跨音速风洞、超音速风洞。按照风洞试验的内容可将风洞分为常规风洞和特种风洞,常规风洞一般进行测力、测压等常规试验、以及一部分非常规试验,如大迎角试验、动导数试验等;特种风洞是专门进行特种试验的风洞,如进行飞机尾旋研究的立式风洞、进行飞机噪声研究的声学风洞、进行飞机结冰研究的结冰风洞、进行飞机高雷诺数条件下试验的低温风洞等^[1]。

1 立式风洞

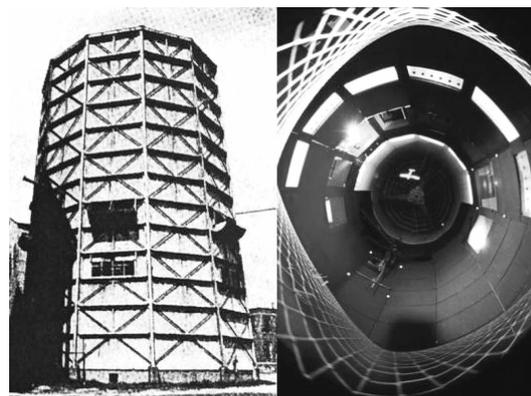
立式风洞是进行飞机尾旋特性和改出特性研究试验、旋转天平试验和其它一些特种试验的平

台。自 20 世纪 30 年代开始,世界上主要航空大国均陆续建设了立式风洞来进行相关的科学研究试验。目前,世界上可使用的立式风洞并不多,表 1 展示了主要立式风洞的概况,可以看出世界上大多数立式风洞使用环形回流形式,其次是单回流式。图 1 展示了环形回流立式风洞和单回流立式风洞在结构上的差异,图 2 展示了美国和俄罗斯各自的立式风洞,这两座立式风洞除了在结构上有着本质的差异外,在试验手段上也完全不同。兰利立式风洞的试验段为闭口试验段,T-105 试验段为开口试验段。兰利立式风洞通过埋在风洞洞体内的通电环形铜线所发出的强大磁场将飞机模型约束在试验段的中心,即飞机模型与风洞洞体无任何接触,处于完全自由悬浮状态,而 T-105 立式风洞通过在飞机模型的背部和腹部的挂锁以及柔线与洞体上部和下部相连,结合试验段的“中部凹陷-四周环形凸起”的碟形流场,将模型约束在试验段中心。在尾旋改出试验中,兰利立式风洞通过分布在洞体四

周的捕获网将模型捕获,T-105 立式风洞通过人力拉住柔线来防止飞机模型飞出试验段。通过比较可以看出,兰利立式风洞比 T-105 立式风洞在设备上以及试验手段上要先进,比如:由于 T-105 立式风洞试验模型采用吊挂方式,在模型改出尾旋的一瞬间,由于柔线的拉力和飞机模型的运动方向相反,飞机模型的背部和腹部的挂锁部位承受巨大的载荷,根据估算大约有近 5g 的过载,这样飞机模型上的某些关键部位(特别是中机身)不得不进行强度加强,这样重量就会增加,这就与尾旋模型设计的思路相违背,增加了模型设计的难度^[2-3]。

表 1 世界上立式风洞列表

国家	风洞名称	型式	风速(m/s)	口径(m)
美国	NASA 兰利 5ft VST	单回流	18	1.53
美国	NASA 兰利 15ft VST	直流	20	4.6
美国	NASA 兰利 20ft VST	环形回流	27.4	6.1
美国	空军怀特基地 VST	环形回流	45.7	3.7
英国	NAE VST	环形回流	42.7	4.6
法国	ONERA SV4 VST	环形回流	40	4
加拿大	VST	环形回流	25	4.6
德国	DVL VST	环形回流	40	4
俄罗斯	TsAGI T-105 VST	单回流	40	4.5
日本	防卫省技术本部 VST	直流	35	4
中国	CARDC-L FL-15 VST	单回流	20~50	5



(a) 美国NASA兰利尾旋风洞



(b) 俄罗斯TsAGI-T-105尾旋风洞

图 2 立式风洞

2 立式风洞试验

2.1 尾旋特性与改出特性试验

在立式风洞中所进行的试验中,最主要的是飞机模型的尾旋试验与改出试验,主要目的是从宏观上判定飞机在失速后发生尾旋的可能性、飞机在螺旋运动中尾旋的模态以及飞机自身是否有改出尾旋的能力,此外还可以进行反尾旋伞选型试验。图 3 展示了美国 NASA 兰利立式风洞和俄罗斯 TsAGI T-105 立式风洞中所进行的一些飞机型号的尾旋试验和反尾旋伞试验。试验前预设飞机模型的升降舵和方向舵偏度,为了迫使飞机进入尾旋,一般升降舵和方向舵均预设到满偏偏度。开启风洞后,由投手按照预设角度将飞机模型准确地投入到试验段中心,待飞机模型稳定旋转后开始进行测量记录,稳定旋转 5 圈以上,可以通过无线电操控飞机舵面进行反尾旋偏转,迫使飞机模型改出尾旋。此外,还可以在模型内部预装反尾旋伞,打伞后观测反尾旋伞迫使飞机改出尾旋的效果,对不同规格的反尾旋伞进行选型。

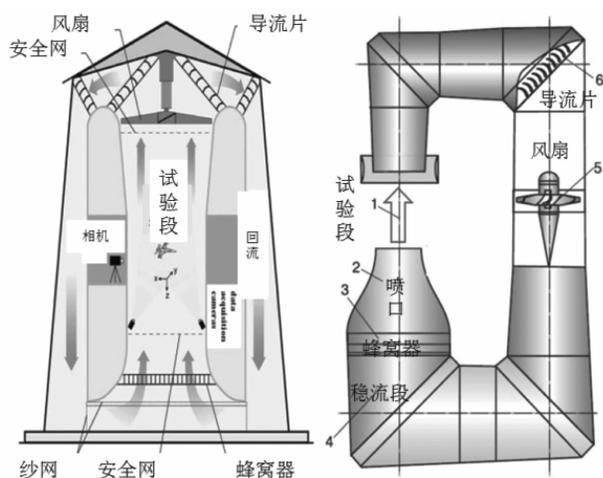


图 1 环形回流尾旋风洞与单回流尾旋风洞的比较



图3 模型进行尾旋特性与改出特性试验

飞机模型在立式风洞试验段中的运动轨迹和运动姿态需要有合适的测量设备记录下来,以便进行相关的分析。早期的试验使用人工判读测量系统,即使用高速摄影机将飞机运动以胶片的形式连续拍摄下来,用投影仪将胶片投影到屏幕上与一个缩比后的解码模型进行对比,人工判读出模型的空间姿态,这种方法获得的结果比较粗糙,处理过程费时费力,除了TsAGI的T-105立式风洞外,其它立式风洞已摒弃此方法。由于人工判读方法的弊端,科研人员开发了全视场尾旋测量系统,该系统采用基于图像采集与处理的双目图像测量技术,其基本原理是基于光学中心的面投影方程。所有内部方位参数和外部方位参数通过相机(含镜头)校准而确定,这些参数确定后,目标在2D图像平面的坐标和3D物理空间的坐标的关系得以确定。系统采用4台摄像机,分成A、B两组,每组2台形成双目立体视觉。任一目标点在一组摄像机成像后,可解出目标的空间坐标,再根据其解算模型的各种运动参数。这种方法被世界上许多立式风洞所采用,不足之处是试验前的空间位置标定和模型标记点定位比较费时间。随着科技的进步,传统的、粗笨的机械式陀螺仪逐渐被微型机电式(MEMS)陀螺仪所取

代,这种微型陀螺仪体积小、质量轻、信号可无线传输,可将其放置于飞机尾旋模型的内部,最典型的是MTI-28A53G25型姿态航向参考系统。这个系统包括了三轴加速度计、三轴陀螺仪、三轴磁强计和温度传感器等,可以直接测量出飞机模型运动时,机体轴系下 x 、 y 、 z 三个方向上的加速度值,绕 x 、 y 、 z 三个轴的旋转角速度,俯仰角、偏航角和滚转角等。



图4 尾旋模型进行质心、质量和惯量调试

在飞机模型进行立式风洞尾旋试验之前,需要进行不同构型、不同状态条件下,模型的质量、质心和惯量等参数的调试,此项工作的周期较长,对于一期立式风洞试验,试验前一般都需要将近一个月时间进行相关参数调试。简易的调试设备如图4所示。但是使用这些设备进行惯量调试均忽略了空气阻尼力矩的影响,从原理上讲这样做是有缺陷的,这样直接导致了振动周期 T 的测量误差。美国的NASA与俄罗斯的TsAGI均有相关的真空罐来进行飞机立式风洞试验模型惯量的调试,图4e)展示了俄罗斯图波列夫设计局设计的,将要在T-105立式风洞中进行尾旋试验研究的Tu-334客机模型在TsAGI的真空罐($\Phi 3\text{m} \times 9\text{m}$)内进行惯量的调试^[3-4]。

2.2 旋转天平试验

旋转天平试验是用来测量模型绕速度轴稳态旋转中所受的气动力(即旋转流数据,旋转流动给飞机产生一个附加的力和力矩),为研究飞机大迎角旋转气动特性,求解六自由度运动方程,预测飞机稳态尾旋平衡点及其特性,为飞机失速尾旋的发展及改出的时间历程计算提供气动力基础数据。图5展示了一些飞机在立式风洞中进行旋转天平试验。通过旋转天平试验可以准确地获得飞机尾旋过程与改出过程中的气动力与气动力系数,准确而定量地预测当飞机在气动力与惯性力平衡、气动力力矩与惯性力力矩平衡条件下的稳定尾旋时的迎角、侧滑角等。试验时,模型内部的天平所测量的力和力矩包括三个部分,旋转流引起的气动力和气动力矩,重力引起的力和力矩,旋转所产生的惯性力和力矩。为了获得单纯的气动力和气动力矩,需要首先扣除重力的影响。然后在无风的状态下,通过旋转和测量获得惯性力和惯性力矩,为了消除空气阻尼的影响,旋转机构需要进行正、反转试验。最后,将有风时旋转天平测得的力和力矩减去无风时旋转天平测得的力和力矩,获得总的纯气动力和纯气动力矩。此外,旋转天平试验模型设计相对尾旋模型设计较为容易,主要是由于在惯量上没有苛刻的设计要求。



图5 不同飞机模型进行旋转天平试验

2.3 其它试验

在进行飞机模型尾旋试验和旋转天平试验之外,世界各国的立式风洞也根据各自情况发展和应用了一些其它的特种试验技术。如在立式风洞中

进行模拟真人跳伞试验,如图6a)所示。TsAGI的T-105立式风洞可以进行直升机旋翼的气动力研究和飞艇的气动力研究,图6b)展示了卡莫夫-50直升机的共轴反转旋翼的气动力影响试验,图6c)展示了飞艇的气动力研究试验。NASA兰利立式风洞可以进行模拟宇宙飞船返回舱开减速伞的研究试验,如图6d)所示^[3-4]。

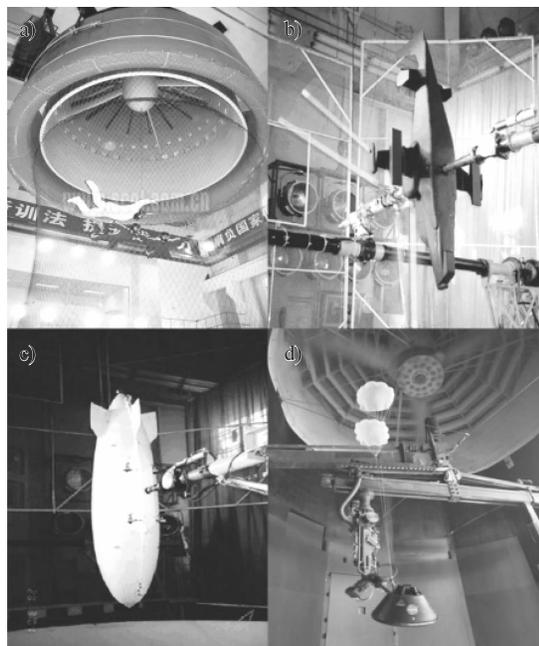


图6 立式风洞中进行的其它试验

3 结论

简要回顾了不同国家所使用的不同形式的立式风洞和在立式风洞中进行的相关特种试验,主要包括尾旋试验、旋转天平试验等,为相关飞机型号设计单位进行立式风洞试验、研究飞机尾旋特性与改出特性提供了参考。

参考文献:

- [1] 范洁川,等.世界风洞[M].南京:南京出版社,1992.
- [2] 祝明红,等.Φ5m立式风洞尾旋试验技术[J].实验流体力学,2007,21(3):49-53.
- [3] 俄罗斯中央流体力学研究院 T-105 立式风洞简介, <http://www.tsagi.ru/en/>.
- [4] 美国 NASA 兰利 Φ6.1m 立式风洞简介, <http://www.nasa.gov/>.