

民用飞机尾旋研究不同试验方法的比较

颜 巍*

(上海飞机设计研究院,上海 201210)

摘 要:

飞机的失速尾旋问题是飞机设计者在研发阶段所需要关注的重点之一,截至目前,已有多种手段可以采用,譬如数值计算、风洞试验、模型自由飞试验等。针对飞机尾旋的研究通常在尾旋风洞中进行,采用的试验手段有两种:自由尾旋试验和旋转天平试验,这两种试验原理和方法不同,但都能从不同的角度反映出飞机的尾旋特性。详细阐述了两种试验方法的过程和原理,通过实例表明了两种试验的结果是相辅相成的。

关键词: 民用飞机;自由尾旋;旋转天平

中图分类号: V211.74

文献标识码: A

OSID:



0 引言

无论是小型通用飞机还是大型民用飞机,在其适航取证过程中,依据 FAR23/FAR25 有关适航条款的要求,型号研制方需向适航当局证明飞机具备良好的失速特性。一架飞机具备良好的失速特性是评价这架飞机性能的重要指标之一,但飞机的失速特性飞行试验是一项具有高风险的重大试验,在试飞员操纵飞机进行失速机动的过程中,特别是当飞机实际攻角超过临界攻角之后,飞机有发生偏离和尾旋的风险。为了降低试验风险,需在风洞中进行大量的前期试验研究,来表明飞机具备足够的抗偏离/尾旋特性,或在进入尾旋后具备改出尾旋的能力。尾旋风洞是用来研究飞机尾旋的低速特种风洞,如图 1 所示。

科研人员通常利用尾旋风洞来研究飞机在旋转流场下的非定常气动特性。截至目前,在尾旋风洞中针对飞机尾旋研究的试验手段有两种:自由尾旋试验技术和旋转天平试验技术^[1]。下文将对这两种技术进行详细的阐述,在此基础上进行两种试验技术的相关性研究。

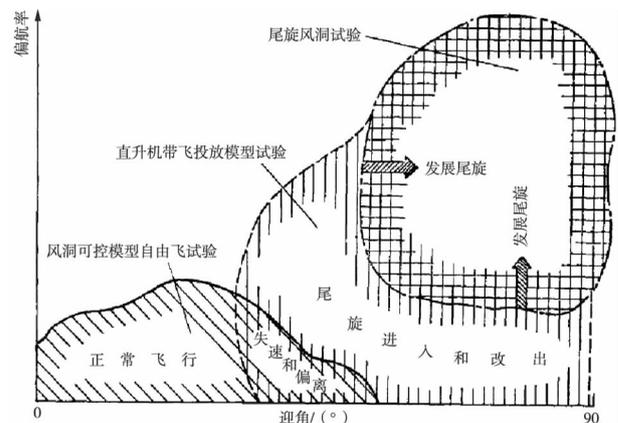


图 1 失速-偏离-尾旋飞行试验范围划分

1 自由尾旋试验技术

自由尾旋试验技术是利用风洞模型自由飞技术在尾旋风洞中模拟飞机的完全发展稳定尾旋阶段,通过机载记录仪或光学设备记录飞机的各种运动参数和螺旋运动轨迹,通过这些数据来判断飞机的尾旋模态;通过无线操控实施改出动作,来评判飞机自身的尾旋改出能力;此外还可以用来检验反尾旋伞的尾旋改出效果。

* 通信作者. E-mail: yanwei2@comac.cc

引用格式: 颜巍. 民用飞机尾旋研究不同试验方法的比较[J]. 民用飞机设计与研究, 2020(1):54-60. YAN W. Comparison of different test methods for civil aircraft spin research[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2020(1):54-60 (in Chinese).

飞机自由尾旋试验模型的大小比例由风洞试验段的大小所约束,一般来说飞机模型的最大水平投影面积要不大于风洞试验段面积的5%,这样模型的阻塞度影响才可以忽略。模型的外形必须和全尺寸飞机几何相似,包括飞机表面的突起物、整流鼓包、增升装置的打开等。除了外形相似,模型还需要满足动力学相似,即弗劳德数(Fr Number)相似,为满足此项要求,需要对飞机的质量、质心位置和转动惯量进行精确的模拟,质量误差一般要控制在 $\pm 1\%$ 之内,质心误差一般要控制在 $\pm 1\% c_A$ 之内,转动惯量误差一般要控制在 $\pm 5\%$ 之内,超出这些范围,均会影响试验结果的准确性^[2]。质量、质心位置和转动惯量的转换公式如式(1)~式(3)所示。

$$\text{质量: } m_m = \frac{m_f}{K^3 \Delta} \quad (1)$$

$$\text{质心位置: } \left(\frac{X_{CG}}{c_A} \right)_m = \left(\frac{X_{CG}}{c_A} \right)_f \quad (2)$$

$$\text{转动惯量: } I_m = \frac{I_f}{K^5 \Delta} \quad (3)$$

为了满足动力学相似,自由尾旋试验模型的材料必须采用强度高而质量轻的碳纤维复合材料加工而成^[3]。模型加工初期,需要首先采用机器加工的方式,加工出一套含有飞机各个外形的数个不同阴模,将碳纤维预浸料糊在阴模的飞机型面上,并采用封闭且低压的方式将预浸料紧紧地贴合在阴模型面上,然后将其置入高温烘箱中,进行表面外壳的固化。在表面外壳成型后,内部用硬度很高的泡沫材料进行填充来满足模型的强度和刚度,外壳和填充泡沫之间采用环氧树脂进行粘合,然后再次进入烘箱中进行部件整体固化。模型主体内部的主承力件,包括支撑台架、前后梁等,直接采用碳纤维板或Kevlar材料加工而成,在满足强度和刚度的前提下,碳纤维板上增加减轻孔来减轻模型的重量。飞机模型主体结构合模后,需要对模型的表面外形进行型面检测,可采用样板检测,也可采用FARO三维激光扫描的方法,前者较为简便,后者测量精度较高(0.1 mm)。模型加工完成后还需要安装测控设备,遥控舵机等试验必须的内置式仪器,遥控设备包括指令接收装置,数据传输装置,遥控舵机用来控制活动舵面,如平尾、升降舵、方向舵、副翼,如进行反尾旋伞选型试验,还要设计一套反尾旋伞射伞机构装置。待模型安装完所有仪器设备后,就需要进行试

验前的最后一项准备工作:质量/惯量特性检测。检测飞机模型的质量/惯量,传统上,采用“两线吊挂法”,但此种方法受环境和人为因素的影响较大,所测量的精度不高。随着科技的进步,现已采用带有高精度传感器的设备来测量模型的质量和惯量,图2展示了采用某型赤道转动惯量测试装置测量飞机模型俯仰方向转动惯量的示意图。在完成了以上所有工作后,才能进行飞机模型的自由尾旋试验,图3~图6展示了不同型号飞机的自由尾旋试验模型。

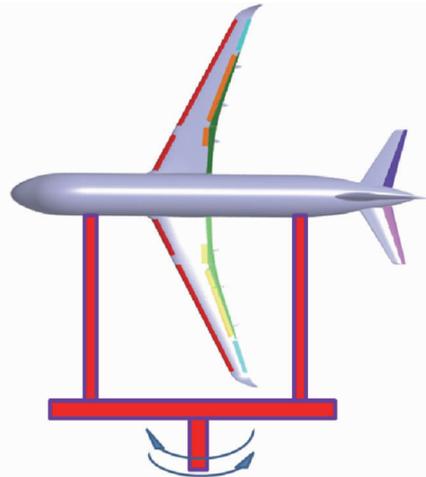


图2 飞机模型俯仰方向转动惯量测量示意图



图3 苏霍伊 SSJ 客机自由尾旋试验模型



图4 安东诺夫 An-148 客机自由尾旋试验模型



图 5 某波音客机自由尾旋试验模型

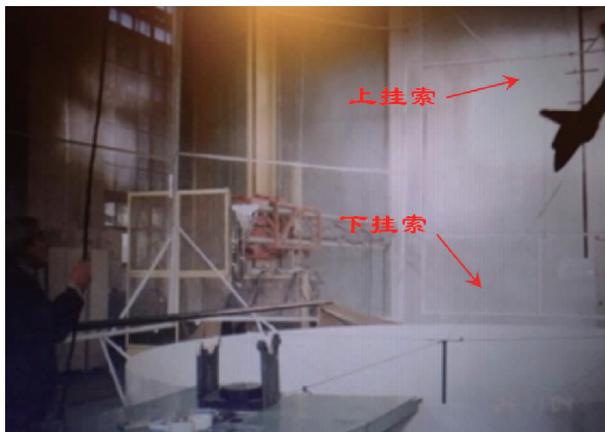


图 8 吊挂支持模型法



图 6 某大型民用飞机尾旋试验 3D 模型

在世界范围内,按照飞机模型放入试验段气流中的方式可分为两种:(1)模型投放人员手托模型按预定姿态投入法;(2)吊挂支持模型法^[2]。美国 NASA 兰利 Φ20 ft 尾旋风洞采用第一种投入方法,如图 7 所示;俄罗斯 TsAGI 的 T-105 尾旋风洞采用第二种投入方法,如图 8 所示。

不同尾旋风洞采用不同模型投入方式的原因在于风洞的试验段,兰利 Φ20 ft 尾旋风洞的试验段为闭口试验段,试验中不会出现模型飞出试验段的情

况,也就不会出现模型碰到人的情况,在试验中若出现异常情况,操控人员只需要缓慢地降低风速,模型会自动落到试验段下方的捕获网上,此外这样的投入方式使得模型在投入试验段后无任何的接触,排除了模型受接触物干扰的可能。T-105 尾旋风洞的试验段为开口试验段,如果没有上、下挂索的约束,试验中一旦发生意外,模型就有可能飞出试验段,会损坏模型,甚至造成人员伤亡,这种投入方式的缺点在于挂索对飞机模型的运动影响始终存在,尤其是顺气流方向,好在飞机尾旋运动主要以横向、偏航运动为主,垂直方向的扰动一般可以忽略。此外,从气动特性的角度,研究飞机尾旋运动主要针对气动力矩(C_m, C_n, C_l),即改出尾旋的能力,而非气动力(C_L, C_D, C_Y)

自由尾旋试验典型的结果可由机载设备和风洞相关设备来记录,记录的参数包括:风速(V)、过载(n_x, n_y, n_z)、角速度(ω, p, q, r)、攻角和侧滑角(α, β)、欧拉角(φ, ψ, θ)、各个舵面偏角($\delta\alpha, \delta r, \delta e$)、时间(t)。



图 7 手托模型按预定姿态投入法



图 9 某飞机模型反尾旋伞试验

通过各个参数之间的关系可以准确地判断飞机的运动特性,以及实施改出动作后飞机的瞬时响应。

利用自由尾旋试验技术还可以研究飞机反尾旋伞的改出效果,可以对不同规格的反尾旋伞进行选择,通过尾旋风洞试验结果来选择一副改出效果最佳的反尾旋伞,图9展示了某飞机模型在NASA兰利尾旋风洞中所进行的反尾旋伞试验。

2 旋转天平试验技术

旋转天平试验是用来获得飞机在尾旋运动中复杂气动特性的手段之一,如图10~图12所示。通过天平测量直接测得处于旋转状态下的模型在流场中所受到的气动力,为飞机的尾旋研究提供准确的气动力数据,利用旋转天平试验数据可以预测飞机稳态尾旋的平衡点及其性质^[5],还可以研究在旋转状态下,飞机的尾旋半径 R 、旋转角速率 ω 、模型姿态角 α 和 β 、模型振荡^[6]、操纵舵面^[7]、外挂物^[8]、结冰^[9]、动导数变化^[10]等对飞机气动特性的影响,此外若在增压风洞中进行飞机模型的旋转天平试验研究,还可以研究 Re 数和马赫数对尾旋特性的影响^[11]。

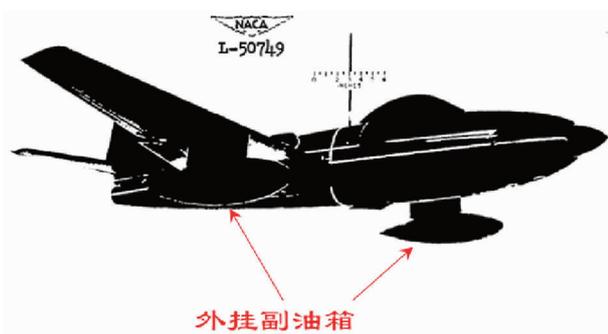


图10 某飞机外挂副油箱旋转天平试验

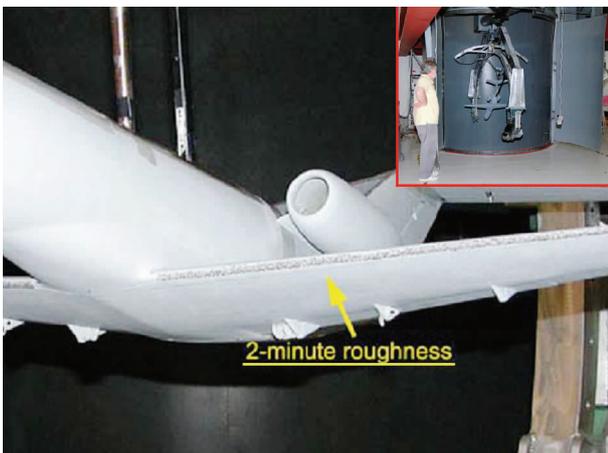


图11 某民用飞机模型带模拟冰旋转天平试验

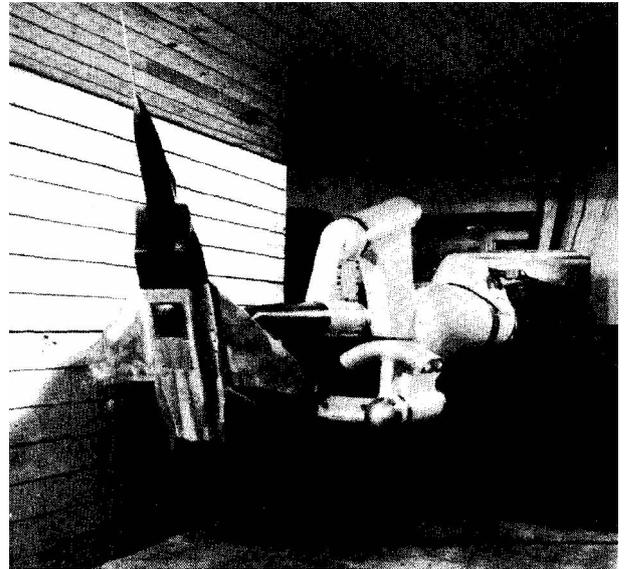


图12 某飞机增压风洞旋转天平试验

旋转天平试验模型的比例大小除了受到风洞试验段大小的约束(阻塞度),根据不同的支撑形式,支架的结构,模型可能还要受到相应的约束。图13~图15分别展示了不同尾旋风洞的旋转天平试验机构。NASA尾旋风洞的旋转天平机构采用尾撑形式,尾撑机械臂由多种传感器所操控,飞机模型的活动范围较大;TsAGI尾旋风洞的旋转天平机构采用背撑形式,背撑的支杆采用“三拐头”形式,采用背撑的原因在于早期的试验对象均为战斗机和歼击机,这些飞机发生尾旋时的攻角大都在 60° 以上,采用背撑形式时其支杆位于机身背部的大分离流中,影响本身可以忽略; $\Phi 5\text{ m}$ 尾旋风洞的旋转天平机构采用弧形轨道加尾撑形式,弧形轨道由上面的梁和两侧的支撑塔所支撑,这种结构可以最大限度地减小

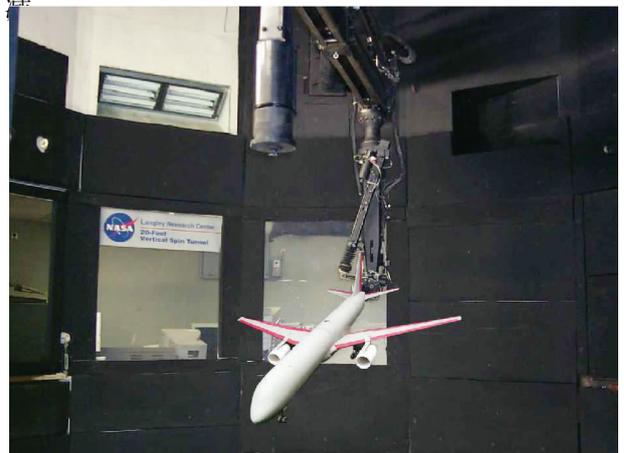
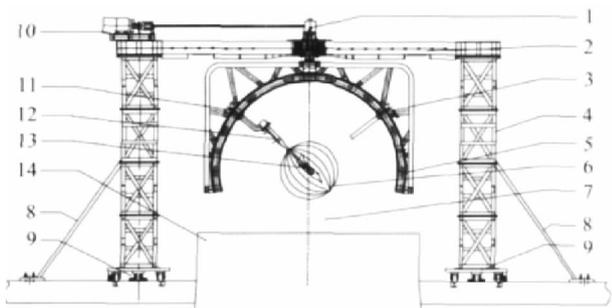


图13 NASA尾旋风洞民机旋转天平试验



图 14 TsAGI 尾旋风洞民机旋转天平试验



1 中心体 2 横梁 3 平衡滑车 4 双立柱 5 弧形轨 6 静止空气阻尼扣除机构 7 试验段 8 侧支撑 9 支撑平台 10 驱动电机 11 模型滑车 12 模型支杆 13 模型 14 风洞出口连接环

图 15 $\Phi 5\text{ m}$ 尾旋风洞民用飞机旋转天平试验

少由于机构不对称性所带来的系统误差,但缺点是系统本身过于笨重,试验时一旦出现机械故障,损害较大。

与自由尾旋试验模型相比较,旋转天平试验模型仅需要满足外形相似,不需要满足动力相似,即不需要模拟飞机的质量和惯量。但由于模型在高速旋转下,会产生较大的惯性力和力矩,所以在保证模型结构的强度和刚度条件下,需采用密度较低的材料来制造模型,如碳纤维复合材料,轻质玻璃钢材料等,且在设计和加工过程中要尽可能地保证模型的质心位于旋转中心或附近,这样可以减少模型的惯性矩,防止出现天平超载和发生共振。模型的总质量一般控制在 20 kg 之内。模型加工完成后,连接到天平和支杆上。

在试验中,旋转天平所测量的力包括模型的重力、模型旋转所产生的惯性力和气动力,而风洞试验所要求的只是气动力,所以必须把重力和惯性力从总的天平所测量的力中扣除。在尾旋风洞中,模型重力方向始终与风洞来流方向平行,指向地面,且试验中不会改变大小,所以可以直接扣除,惯性力的大小理论上可以通过已知的模型质心到旋转轴的距离,或模型绕主轴的惯性矩,可以大致计算出模型惯性力的大小,但考虑到模型在高速旋转下,模型、支杆会发生变形,所以一般采用实测的办法测量飞机模型的惯性力。测量时风洞试验段风速保证为零,通过旋转天平系统正、反转取平均值来获得模型的惯性力,正反转的目的是为了抵消空气阻力。除此之外,NASA 尾旋风洞采用惯性球的方式消除空气阻力,如图 16 所示。

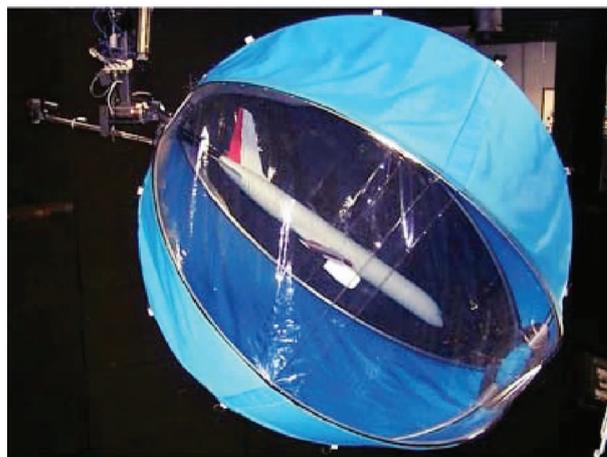


图 16 NASA 尾旋风洞惯性球

试验中每一个模型状态下,正式吹风前均需要进行测量惯性力的工作。

飞机模型旋转天平试验结果为天平所测量的六分量气动力数据扣除重力和惯性力后的纯气动力,包括 $C_N, C_A, C_m, C_Y, C_n, Cl$, (均为体轴系下)。

仅从飞机模型旋转天平试验结果不能直接判断出飞机的尾旋特性,需要以试验结果作为基础,利用六自由度运动学方程,或全域稳定性分析^[13-14]作为手段进行进一步的研究才能研判飞机的尾旋特性。此外由于旋转天平支架的客观存在,目前世界上还没有任何关于利用旋转天平试验技术进行飞机模型反尾旋伞研究的报道。

3 两种试验技术的比较

表1 自由尾旋试验与旋转天平试验的比较

方法内容	自由尾旋试验	旋转天平试验
试验性质	定性试验为主,辅以定量数据(角位移、角速度等运动参数)	定量试验,测力试验(完整六分量气动力数据)
相似准则	外形相似、弗劳德数相似	外形相似、旋转参数、 Re 、 Ma
试验模型	需要准确模拟飞机的质量和惯量,大量采用复合材料进行加工,加工周期长,成本高	不需要模拟飞机的质量和惯量,但模型质量需要尽可能的轻,模型型面要求高,价格相对便宜
试验中模拟的过程	连续过程 完全发展的稳定尾旋→尾旋改出	不连续过程 不同姿态、舵偏、旋转速率下的单点测力
反尾旋伞试验	可以进行反尾旋伞选型试验	不可以进行相关试验(旋转天平支架的存在)

以上介绍了针对飞机尾旋研究的两种试验方法,两种试验的对比如表1所示。

C. M. Fremanux^[15]为了研究某一飞机的尾旋特性,即进行了自由尾旋试验,也进行了旋转天平试验,其试验结果如图17所示,这里需要说明自由尾旋试验结果通过六自由度方程的解算可以获得对应的气动力/力矩系数。由于飞机尾旋研究主要关注能打破平衡尾旋的气动力矩,所以Fremanux的主要研究对象为: C_m, C_n, C_l 。在相同攻角和相同无因次旋转角速度条件下($\alpha = 82^\circ, \Omega b/2V = 0.22$),从图中可以看出,从旋转天平试验中所获得的气动力矩系数随时间的改变没有发生变化,而从自由尾旋试验的结果所获得的气动力矩系数均围绕各自对应常值附近来回振荡,其中俯仰力矩系数 C_m 振荡最为显著,波峰和波谷大致相当于常值的 $\pm 90\%$,滚转力矩系数 C_l 的振荡相对缓和,偏航力矩系数的振荡 C_n 最小,也是和旋转天平试验结果最为吻合的。这个对比说明了即使在所谓的完全发展稳定的条件下,飞机模型自由尾旋运动也不是百分之百稳定的,由于飞机/模型在尾旋中受惯性交感作用的影响,必定会出现一定的俯仰角速度,偏航角速度和滚转角速度,这些运动的耦合使得飞机/模型本身绕自身三根轴线来回的摆动。

4 结论

本文总结了针对飞机尾旋研究的两种不同试验方法:自由尾旋试验和旋转天平试验,通过展现和比较,全面地阐述了这两种试验方法,以及两者的异同,本文为未来飞机型号的尾旋研究和相关风洞试验提供了参考。

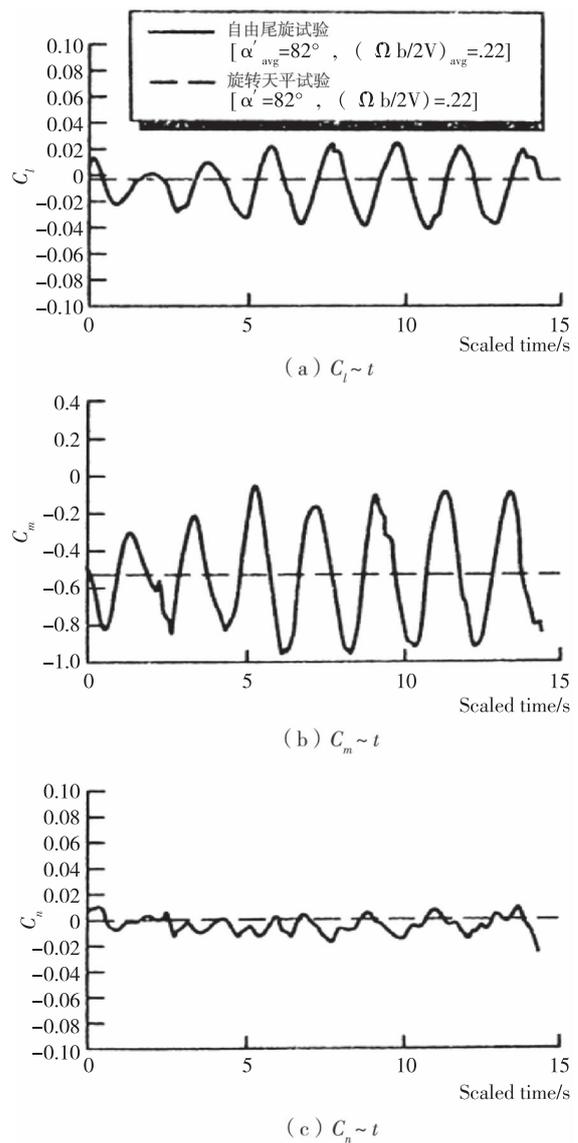


图17 某飞机模型自由尾旋试验结果与旋转天平试验结果的对比

参考文献:

- [1] 恽起麟. 风洞实验[M]. 北京:国防工业出版社, 2000.
- [2] 王勋年. 低速风洞试验[M]. 北京:国防工业出版社, 2002.
- [3] 李永富, 陈洪. 研究尾旋的风洞试验技术[M]. 北京:国防工业出版社, 2002.
- [4] 杨康智, 陈春鹏. 海鸥 300 飞机尾旋特性风洞试验研究[J]. 科技创新和应用, 2014(7):12-13.
- [5] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册 第 6 册 [M]. 张锡金主编. 北京:航空工业出版社, 2002.
- [6] 吴金华, 孙海生, 沈志洪, 等. 旋转流场下的振荡诱导数试验技术研究[J]. 实验流体力学, 2014, 28 (04): 54-58.
- [7] 李永富. 立式风洞尾旋试验技术[J]. 流体力学实验与测量, 1999, 13(1): 13-18.
- [8] STONE R W, BURK S M, BIHRLE W. The Aerodynamic Forces and Moments on a 1/10 Scale Model of a Fighter Airplane in Spinning Attitudes as Measured on a Rotary Balance in the Langley 20-Foot Free-Spinning Tunnel [C]. Technical Note 2181. Washington: Langley Aeronautical Laboratory Langley Air Force Base, Va, 1950.
- [9] LEE S, BARNHART B P, RATVASKY T P, et al. Dynamic Wind-Tunnel Testing of a Sub-Scale Iced Business Jet [C]. Reno, Nevada; 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2006.
- [10] BLAKE W B. A study of the rotary balance technique for predicting pitch damping: AIAA-93-3619-CP [R]. Monterey, CA, U. S. A. : Flight Simulation and Technologies, 1993.
- [11] MALCOLM G N. Rotary-Balance Experiments on a Modern Fighter Aircraft Configuration at High Reynolds Numbers [R]. AIAA PAPER 85-1829. Snowmass, CO, U. S. A. : 12th Atmospheric Flight Mechanics Conference, 1985.
- [12] 马军, 姜裕标, 祝明红, 等. $\Phi 5\text{m}$ 立式风洞旋转天平试验装置研制[J]. 实验流体力学, 2012, 26(2): 77-80.
- [13] 方振平, 封信坤, 董长虹. JJ-6 飞机进入和改出尾旋的操纵规律的研究(一)[J]. 飞行力学, 1989(4): 15-27.
- [14] 方振平, 曹源, 董朝阳. JJ-6 飞机进入和改出尾旋的操纵规律的研究(二)[J]. 飞行力学, 1990(2): 24-34.
- [15] Fremaux C M. Estimation of the Moment Coefficients for Dynamically Scaled Free-Spinning Wind-Tunnel Models [J]. Journal of Aircraft, 1995, 32(6): 1407-1409.

作者简介

颜 巍 男, 博士, 工程师。研究方向: 飞机大攻角风洞试验飞行试验, 过失速(尾旋)研究, 模型自由飞试验技术。
E-mail: yanwei2@comac.cc

Comparison of different test methods for civil aircraft spin research

YAN Wei *

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

Abstract: Aircraft stall-spin problem is always focused by aircraft designers during the design phase. So far, several methods can be used to investigate aircraft stall-spin problem, such as CFD analysis, wind tunnel tests, scaled model free flight tests. Aircraft spin research is commonly carried out in spin tunnel, and two techniques, free-spin test and rotary balance test can be chosen. The principle of these two tests are different, but aircraft spin characteristics can be obtained from these two tests in different point of view. This paper clearly presents these two tests, include principle and test process. The example comparison shows that the test results are supplementary to each other.

Keywords: civil aircraft; free spin; rotary balance

* Corresponding author. E-mail: yanwei2@comac.cc