

# 大型飞机研制与模型自由飞试验技术

颜 巍\*

(上海飞机设计研究院,上海 201210)

## 摘 要:

大型飞机研制过程中需要进行静态测力风洞试验,获得飞机小攻角条件下的气动特性,但对于飞机失速偏离尾旋研究,静态测力试验是不够的,无法获得飞机在失速过程中的动态特性与过渡过程。模型自由飞试验是一种动态试验,是通过飞机缩比模型来研究飞机的失速偏离尾旋问题,包括风洞模型自由飞试验和大气模型自由飞试验。

关键词: 缩比模型;自由飞;大型飞机

中图分类号: V217

文献标识码: A

OSID:



## 0 引言

失速、偏离和尾旋问题始终是飞机研制过程中永恒的主题。在飞机研制的前期和中期,一般通过大攻角测力试验来研究飞机的失速静特性,并通过一系列的飞机稳定性判据来初步研究飞机的偏离特性和尾旋敏感性,如 Weissman 判据、Kalviste 判据、Johnston 判据等,但这些判据并不是完美无缺的,所以还需要动态试验来进一步研究飞机在失速偏离尾旋中的动态特性与过渡过程。到目前为止此类动态试验包括风洞自由飞试验和大气环境模型自由飞试验,风洞自由飞试验又包括水平风洞自由飞试验和尾旋(立式)风洞自由飞试验。这些试验是相互衔接,相互对应,相互印证的。

## 1 模型自由飞试验的相似准则

进行飞机缩比模型自由飞试验同静态风洞测力试验一样,需要满足一系列的相似准则<sup>[1]</sup>。

首先,缩比模型必须和飞机满足外形相似,即  $\delta_m = \delta_a, l_a/l_m = K, S_a/S_m = K^2$ 。并且模型与飞机的攻角与侧滑角相等,  $\alpha_m = \alpha_a, \beta_m = \beta_a$ 。

其次模型和飞机需要满足质量参数相似,这是

和静态风洞试验所不同的地方。如模型的质心位置需要和飞机的质心位置相等,如  $x_{cm}/b_{Am} = x_{ca}/b_{Aa}$ 。此外模型的相对密度需要与飞机的相对密度相似,  $m_m = m_a \Delta / K^3, \Delta = \rho_m / \rho_a$ 。由于模型自由飞试验是研究飞机绕质心转动的运动,所以模型的惯性矩需要与飞机的惯性矩相似,  $I_m = I_a \Delta / K^5$ 。

此外,模型自由飞试验还需要遵循一般空气动力学的相似准则,包括马赫数、雷诺数和弗劳德数。若采用火箭助推模型,  $Ma > 0.3$ ,就必须考虑马赫数 ( $Ma = V/a$ ) 相似。在  $Ma < 0.3$ ,主要考虑雷诺数 ( $Re = \rho V l / \mu$ ) 相似,但由于模型为缩比模型,比全机小很多,所以无法做到完全相似。弗劳德数 ( $Fr = U^2 / gL$ ) 是表示物体惯性力与重力之比的相似参数,是模型自由飞试验所必须要满足的相似准则,尤其是尾旋自由飞试验,外挂物投放试验等。

## 2 国外的模型自由飞试验

### 2.1 水平风洞模型自由飞试验

水平风洞模型自由飞试验的原理是通过螺旋桨动力或喷气动力方式为飞机模型提供动力,通过调节螺旋桨转速或喷射气流的流量使飞机模型的推力与阻力相等来保持模型在风洞中的相对位置,同时

\* 通信作者。E-mail: yanwei2@comac.cc

引用格式: 颜巍. 大型飞机研制与模型自由飞试验技术[J]. 民用飞机设计与研究, 2019(4): 51-55. YAN W. Free-flight model technique during development of large civil aircraft[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2019(4): 51-55 (in Chinese).

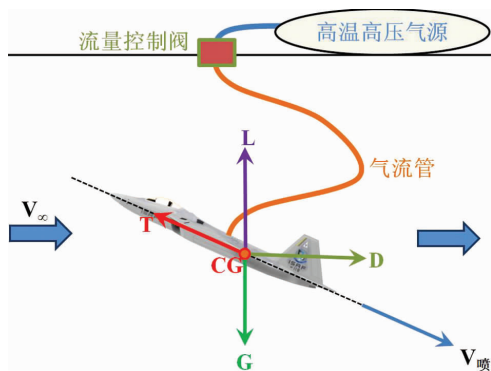


图 1 喷气式战斗机模型水平风洞自由飞试验

辅以相关安全拉索来保证模型处于非指令运动下的安全。图 1 为典型的喷气式战斗机模型进行水平风洞自由飞试验的示意图,可以看出模型需要一根输气管道连接到模型的背部,通过转接头和内部管路向模型后方喷射来提供维持模型平衡的推力。

图 2 为典型的水平风洞模型自由飞试验的人员安排和安全保护措施,可以看出模型的背部和腹部均各有一根拉索来约束模型的非指令运动。

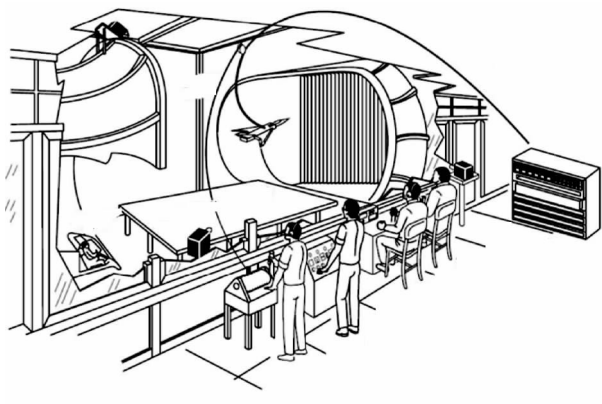


图 2 水平风洞模型自由飞试验安排

美国 NASA 是世界上最早开展水平风洞模型自由飞试验的科研机构,且近一个世纪以来从未中断对其的研究和改进的步伐,到今天为止已经完成了数百个飞机模型的水平风洞自由飞试验。目前所能查到的资料显示第一个水平风洞模型自由飞试验是美国海军的 SBN-1 飞机,1940 年在 NASA 兰利的 12ft 水平风洞进行模型自由飞试验,试验操控人员有三人,如图 3 所示。

NASA 早期的模型自由飞试验主要针对军用飞机,而后也用于大型民用飞机研究。在 20 世纪后期,美国的民用飞机型号大多在 NASA 兰利的 30 ft × 60 ft 全尺寸风洞进行过模型自由飞试验。如 Lockheed L-2000 超音速旅客机、波音 733-290 超音速旅客机、波音某小型公务机、波音 737 中型旅客机等,如图 4 ~ 图 7 所示。

风洞模型自由飞试验的测量方式是:当飞机模型在风洞自由流场中飞行时,通过光学仪器来测量模型的运动轨迹,反算出作用在模型上的气动力,这在早期试验中是行之有效的。随着科技的发展,开



图 4 L-2000 超音速旅客机风洞自由飞试验

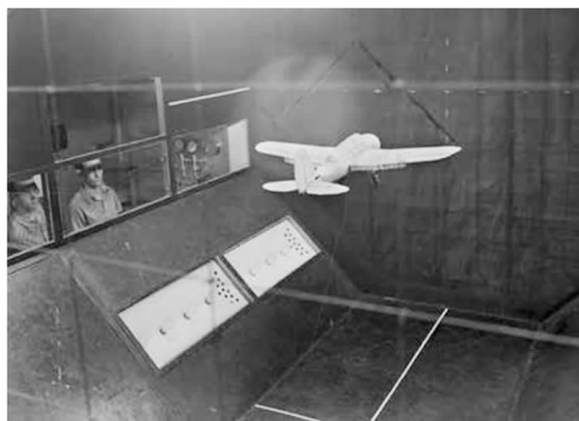


图 3 SBN-1 模型 12ft 风洞自由飞试验



图 5 波音 733 超音速旅客机风洞自由飞试验

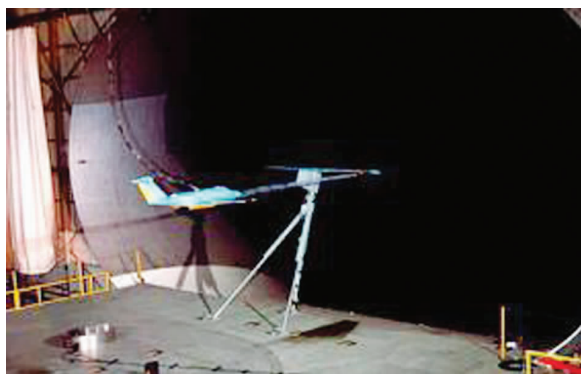


图6 波音某小型公务旅客机风洞自由飞试验



图7 波音737中型旅客机风洞自由飞试验

始在模型内部安装各种传感器,测出模型运动姿态和加速度,通过计算来获得相关的气动力。风洞模型自由飞试验与定常测力试验比较有很多优点,如没有支架干扰,没有机械阻尼,和大气环境下模型自由飞相比,不受天气和外界因素的影响,试验在可控条件下进行,试验费用较少,但试验时需要多人配合,对试验的管理要求很高。水平风洞模型自由飞试验可以真实模拟飞机的失速和偏离阶段,是研究飞机在大攻角下偏离特性的重要试验手段,但由于高度限制和引射气流管的存在,不能模拟飞机进入尾旋后的稳定旋转下落阶段,更不能模拟尾旋的改出阶段。

## 2.2 尾旋风洞模型自由飞试验

由于水平风洞模型自由飞试验无法模拟飞机偏离后的尾旋状态,所以各主要航空大国又相继建造了能研究飞机尾旋的尾旋(立式)风洞。美国是世界上唯一同时拥有两座尾旋风洞的国家,一座是位于NASA兰利研究中心的 $\Phi 20$  ft尾旋风洞,如图8所示。另一座是位于怀特·派特

森空军基地的 $\Phi 4$  m尾旋风洞,如图9所示。时至今日,美国的军用飞机与民用飞机大都在此两座风洞中进行尾旋研究实验。此外俄罗斯TsAGI的T-105  $\Phi 4.5$  m尾旋风洞也较为著名,如图10所示。

图8 NASA兰利 $\Phi 20$  ft尾旋风洞图9 怀特·派特森空军基地 $\Phi 4$  m尾旋风洞图10 俄罗斯TsAGI T-105  $\Phi 4.5$  m尾旋风洞

在尾旋风洞中研究飞机尾旋的试验技术有两种:自由飞尾旋试验技术和旋转天平试验技术。前者能直观的研判出飞机的尾旋特性和改出特性,所以被较多采用。波音757飞机、波音797飞机、乌克兰安东诺夫设计局所设计的An-148飞机均进行

过自由飞尾旋试验。

模型自由飞尾旋试验是研究飞机的稳定尾旋阶段和改出阶段,不能研究飞机尾旋的进入阶段。但它与水平风洞模型自由飞试验结果是相互衔接的,两者共同组成了飞机失速、偏离、初始尾旋、稳定尾旋和尾旋改出的全部过程。

### 2.3 大气环境模型自由飞试验

风洞模型自由飞试验有两个局限性:第一模型比例与全尺寸相比较小,试验中虽然模拟了弗劳德数相似,但试验雷诺数仍然不同;第二风洞试验中流场的风速方向和风速大小均为恒值,是一种理想的试验手段。所以美国 NASA 开发了在大气环境中进行模型自由飞试验技术和平台。飞行试验的不可替代性就在于其真实性,即:真实的飞行环境、真实的试验飞行器或大尺度/高仿真部件。在美国飞机型号研制的过程中,均有采用大比例飞机模型在大气条件下进行自由飞试验,且伴随飞机型号研制相始终。

美国很多飞机型号的模型自由飞试验在加利福尼亚州的 NASA Dryden 飞行试验研究中心进行。模型自由飞试验全面地、系统性地研究飞机的失速、偏离和尾旋特性。大气环境模型自由飞试验分为无动力投放式和带动力自主飞行式两种。

在研制 F-15 飞机过程中就采用了用 B-52 轰炸机带飞 F-15 缩比无动力模型投放试验,试验中在不同速度、不同高度条件下投放,来研究 F-15 飞机的失速尾旋特性,如图 11 所示。

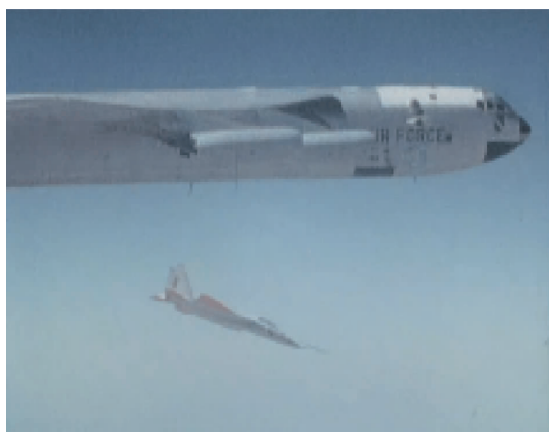


图 11 B-52 飞机投放 F-15 模型(比例 3/8)

随着科技的发展,NASA 和波音公司合作,开发了一系列的带动力缩比模型自由飞试验平台,为大型民用飞机的研制提供了重要的技术支持。波音 797 飞机带动力缩比模型飞行试验见图 12。带动力

试验的优点是留空时间长,可以在一个架次的飞行中进行多个科目的飞行试验;由于模拟了飞机发动机推力与飞机重量之比,其失速特性更加逼真。



图 12 波音 797 飞机带动力缩比模型飞行试验

## 3 模型自由飞试验在型号研制中的安排

在某大型旅客机的型号研制过程中,大攻角试验、动导数试验、尾旋试验和模型自由飞试验均在飞机研制的后期至末期进行,这样的试验安排有着一定的历史原因,在 1949 年以后,中国航空工业全盘学习了前苏联战斗机、歼击机和教练机型号研制的流程。这些飞机由于战术动作的需要,如过失速机动,或特技飞行表演,如有意进入尾旋及改出尾旋,所以在型号研制中,将失速偏离尾旋这个具有极大风险的问题留在了型号研制的中后期。但是现代大型民用飞机在商业飞行中是不允许飞机进入失速尾旋的,所以在民用飞机型号研制的过程中,应当首先研究飞机的失速、偏离和尾旋问题,排除重大隐患,确保飞机的安全性。波音公司在研制飞机的过程中就遵循了这样的原则。表 1 展示了波音 797 飞机在研制过程中所进行的风洞试验和模型自由飞试验。

从表中可以看出,研制波音 797 飞机的前几个风洞试验是尾旋风洞试验、大攻角试验、旋转天平试验、动导数试验和水平风洞模型自由飞试验。此外,在研制中模型自由飞试验始终伴随着风洞静态测力试验相始终。美国人研制飞机的思路始终是“静”与“动”相辅相成,相互支撑,相互补充,这与我国研制飞机的思路先“静”而后“动”不同。这是由于美国科研实力雄厚,科研经费充足。波音公司民用飞机型号研制中有关失速、偏离和尾旋研究的风洞试验与飞行试验的安排对未来飞机型号研制提供了宝贵的经验。

表1 波音797飞机(X-48)研制试验

时间表	试验内容	相关试验
1999	1% 模型自由尾旋与翻滚试验	√
2000	3% 模型低速静态测力试验	
	3% 模型大攻角试验	√
	2% 模型旋转天平试验	√
2001	3% 模型强迫振荡试验	√
	3% 模型升降舵辅助翼相互影响试验	
2004	2% 模型 BLI 研究	
	1% 模型 2 <sup>nd</sup> 自由飞尾旋反尾旋伞试验	√
2005	5% 模型静态测力试验	
	5% 模型水平风洞自由飞试验	√
2006	X-48B 静态测力试验	
	2% 模型跨音速测力试验	
2007	2% 模型跨音速抖振试验	
	X-48B 模型自由飞试验 第1期	√
2009	X-48C 静态测力试验	
	X-48B 模型自由飞试验 第1.5期	√
2010	带发动机试验	
	X-48C 气动参数与载荷飞行试验	√
2011	X-48C 飞行控制模型自由飞试验	√
2012	X-48C 模型自由飞试验	√
2014	X-48C 进气道流场测量试验	
	X-48C 带动力试验	
2015	X-48C 声学试验	
	X-48C 声学试验	
2016	X-48C 声学试验	

## 4 结论

本文回顾并总结了国外,尤其是美国在研制大型飞机过程中利用缩比模型自由飞试验技术来研究飞机的失速偏离尾旋问题,为国内研制大型飞机提供参考。

### 参考文献:

- [1] 涂良辉,江积祥,袁建平,等. 某型飞机的偏离特性/尾旋敏感性分析[J]. 科学技术与工程,2010,10(25):6217-6221.
- [2] 桑雨生,田培彦,魏余生,等. F-16 飞机大迎角飞行偏离/尾旋特性分析[J]. 飞行力学,2002,20(1):58-62.
- [3] 李树有. 偏离特性和尾旋敏感度预测判据探讨[J]. 飞行力学,1983(2):103-114.
- [4] 张洪. 飞机大迎角飞行稳定判据分析[J]. 飞行力学,1987(3):48-55.
- [5] 张洪,飞机偏离预测的研究[J]. 飞行力学,1988(1):22-30.
- [6] 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.
- [7] 李周复. 风洞特种试验技术[M]. 北京:航空工业出版社,2010.

### 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

## Free-flight model technique during development of large civil aircraft

YAN Wei \*

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

**Abstract:** It is necessary to carry out the static force measurement wind tunnel experiments during the development of large civil aircraft in order to obtain the aerodynamic characteristics at low angle of attack condition. However, for aircraft stall/departure/spin research, static force measurement experiments are not enough the dynamic characteristics of aircraft stall is not obtained. Subscale model free-flight is a kind of dynamic experiment with aircraft subscale model to investigate aircraft stall/departure/spin problem, which includes wind tunnel free-flight test and atmosphere free-flight test.

**Keywords:** subscale model; free-flight; large civil aircraft

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