

高速风洞模型支撑方式研究

Research of Sting Support in High-speed Wind-Tunnel Test

巴玉龙 白 峰 / BA Yulong BAI Feng
(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

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

摘 要:

为了合理选择模型支撑形式,在高速风洞进行了直支杆与 Z-支杆两种支撑形式的支架干扰研究试验。结果发现,支架对模型带来不可忽略的干扰量,两种支撑形式对升力、阻力与力矩的干扰量随迎角基本上呈线性变化;直支杆由于距离模型较近,对模型尾部带来较大的影响。而 Z-支杆对模型尾部影响较小,在全机与无尾两种状态下的干扰量较为相近。

关键词:Z-支杆;尾支撑;支架干扰;风洞试验;高速风洞

中图分类号:V211.7

文献标识码:A

[Abstract] In order to choosing right model support, support interference of rear sting and Z-sting was experimentally investigated in a high-speed wind tunnel. The experimental results show that the sting support interference is not small enough to be neglected. The interference on lift, drag and pitching moment coefficient changes lineally with the model attack angle. The rear sting is so close to model that it affects the flow field on model empennage. The Z-sting brings little effect on model empennage, so the interference of whole model is similar with that of the model without empennage.

[Keywords] Z-sting; rear sting; sting interference; wind tunnel test; high-speed wind tunnel

0 引言

风洞试验是模拟飞行器在真实大气环境下的飞行状态试验,是预测飞行器气动性能最主要的手段。在风洞试验时,飞行器模型通过支架支撑在风洞试验段中进行试验数据测量。由于支架的存在使模型的绕流产生畸变,这样就使模型试验结果与真实飞机气动特性产生差别,此即支架干扰。对于大型民用客机,其安全性和经济性的要求对风洞实验数据精准度提出了更高要求。为提高风洞实验数据的准确度,风洞模型支架干扰修正一直是实验空气动力学急需解决的问题之一。由于支架形式的多样性,支架干扰的严重程度也相差很大。支架干扰的严重程度随支撑方式,模型迎角及来流马赫数等因素而变化。支架干扰的修正方法一般采用专门的支架干扰试验来获取干扰量^[1]。欧洲 ETW

风洞建成后,集合了7个国家14家单位开展了高雷诺数试验条件下支撑装置优化及支撑干扰修正研究^[2]。国内相关研究机构对风洞模型支撑系统和支架干扰进行了大量的研究^[3-6],相关高校也开展了相应的研究工作^[7]。

虽然国内外对风洞模型支撑装置进行了大量研究,提出了许多修正支架干扰量的新方法,但对于常规布局飞机模型的风洞试验而言,最常用也是最精确的获取支架干扰量的方法还是传统的支架干扰试验。尾支撑与 Z-支撑是高速风洞常用两种支撑形式,为了研究这两种支撑形式的优越性,本文通过在 DNW-HST 开展高速风洞模型支架干扰试验,分别获取了全机状态与无尾状态下尾部直支杆与 Z-支杆的支架干扰试验结果,分析了这两种支撑形式对高速风洞试验升力、阻力和俯仰力矩系数干扰量。

1 试验概述

试验在荷兰 DNW-HST 高速风洞进行。DNW-HST 风洞试验段尺寸为 2.0m(宽) × 1.8m(高)。试验段侧壁为实壁,上下为开槽壁(开槽面积约 12%)。风洞总压范围 20kPa ~ 390kPa,风洞 Ma 数范围 0.2 ~ 1.3。风洞总压和驻室压力采用压力测量一体的流动测控系统,本次试验采用 2.5in 量级测力天平,天平精度满足高速风洞试验的国军标要求。

试验模型选自某飞机模型,包括机身、机翼、尾翼、起落架等部件,发动机采用通气短舱来模拟。模型直支杆支撑形式见图 1,Z-支杆支撑形式见图 2。模型的设计和加工均满足 GJB569A-2012《高速风洞模型设计准则》要求。模型力矩参考点取机翼平均气动弦长 25% 位置,天平中心与模型力矩参考点均位于模型的构造水平面上,力矩参考点在天平中心重合。由于支杆结构不一样,模型在风洞中的位置也不同。在直支杆情况下,力矩参考点在风洞中心之前,而在 Z-支杆情况下力矩参考点基本与风洞中心前重合。正式试验开始前进行了重复性试验,得到的重复性误差满足风洞试验相关规范要求。

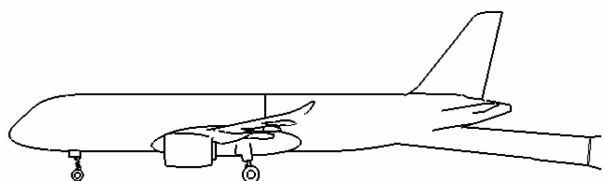


图 1 模型直支杆支撑

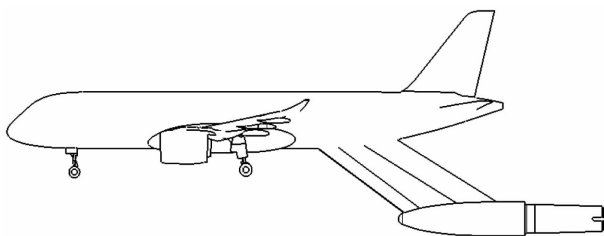


图 2 模型 Z-支杆支撑

本次试验主要研究支架干扰对升力系数、阻力系数、俯仰力矩系数的干扰量(CX_4)。获得支架干扰量的方法如下:根据背撑带假支杆构型试验结果(CX_3)和背撑构型试验结果(CX_1)差量得到,可以表示为 $CX_4 = CX_3 - CX_1$ 。这两种构型的试验结果

都根据相应的风洞校准结果进行了相应的修正。图 3 和图 4 分别给出了背撑带假直支杆及背撑带假 Z-支杆的示意图。

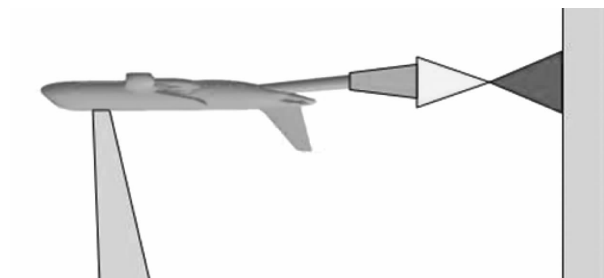


图 3 背撑带假直支杆

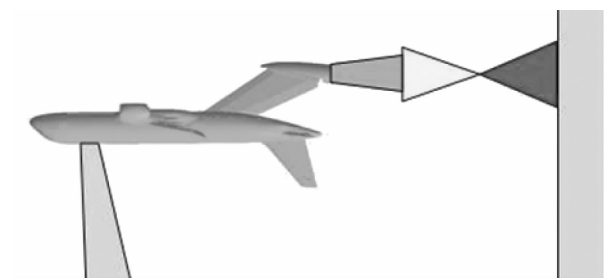


图 4 背撑带假 Z-支杆

2 试验及结果分析

2.1 升力系数干扰量

图 5 给出了全机状态下支杆对升力系数干扰量的试验结果。从图可知,在本地试验的迎角范围内,两种不同的支杆对升力系数的干扰量随迎角基本呈线性变化,国内某研究机构的研究结果也表明直支杆对升力系数的干扰量随迎角呈线性变化^[3]。由图 5 可知, $Ma = 0.4$ 时,升力系数干扰量随迎角增加, $Ma = 0.85$ 时,升力系数干扰量随迎角减小。Z-支杆的升力系数干扰量小于直支杆。

本期试验采用的直支杆是风洞中最常用的尾部支撑形式,直支杆对模型的干扰包括模型的直接近场干扰和后部支撑对模型的远场干扰。直支杆对模型的直接近场干扰主要影响模型尾部及底部流场,特别是对于具有尾部船型布局的飞机,直支杆的存在将明显改变模型的底部压力,从而带来明显的升力系数干扰量。本期试验采用的 Z-支杆是对尾部直支杆支撑形式的一种改进形式,它采用一段叶片连接段将支杆与模型的距离增加了许多,从而减小了支杆对模型尾部流场的直接干扰。采用法国 ONERA 风洞标模对模型支杆的研究结果表

明,腹部叶片对全机模型的升力系数干扰量很小^[1]。因此,相对直支杆支撑,Z-支杆支撑带来的升力系数干扰量较小,特别是当马赫数较大时,Z-支杆对升力系数的干扰明显较小。

图6给出了无尾状态下支杆对升力系数干扰量的试验结果。与全机状态类似,支杆对升力系数的干扰量在迎角范围内基本随迎角呈线性变化。不同的是,在无尾状态下,Z-支杆对升力系数的干扰量与直支杆基本相当。这是因为,Z-支杆对模型尾部流场的直接干扰量较小,有尾翼与无尾翼两种状态下支杆对升力系数干扰量相差不大;而直支杆带来的升力系数干扰量主要是支杆对尾翼的直接影响造成的,有尾翼与无尾翼两种状态下支杆对升力系数干扰量相差较大(对比图5和图6可知)。Pait 等人在法国 ONERA 风洞的试验研究^[8]得出了同样的结论。

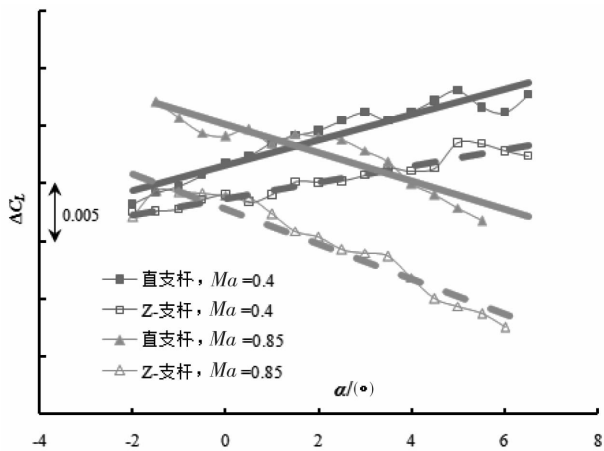


图5 升力干扰量(全机状态)

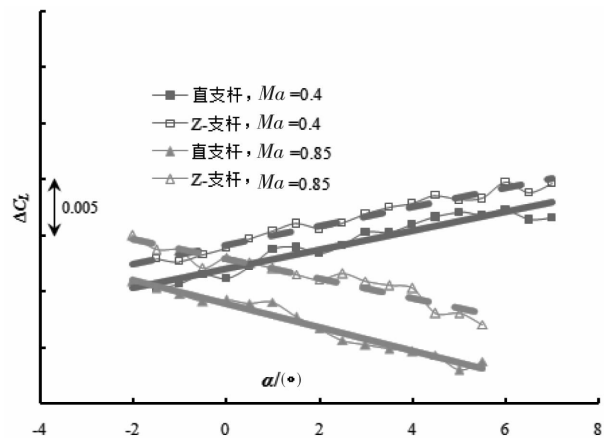


图6 升力干扰量(无尾状态)

2.2 阻力系数干扰量

图7和图8分别给出了全机和无尾两种状态下支杆对阻力系数干扰量的试验结果,图中纵轴采用逆序坐标,即支架对模型阻力系数的干扰量为负值。由图可知,支杆对阻力系数的干扰量随迎角呈线性变化,这与支杆对升力系数干扰量的规律一致。无论是低马赫数还是高马赫数状态下,Z-支杆对阻力的干扰量均小于直支杆。直支杆直接连接到机身内部,改变了机身尾部的船型外形,对模型后体气流有阻滞作用,使得气流速度降低,压力增加,再加上机身空腔与支杆的间隙存在死水区。根据相关研究,直支杆对模型的这种阻滞影响的区域可以前传至机翼、翼身鼓包及起落架等部件^[3]。这就说明直支杆对模型的阻力干扰量与尾翼的存在关系不大,对比图7和图8不难发现,直支杆在无尾状态时对阻力系数的干扰量与全机状态时相当。

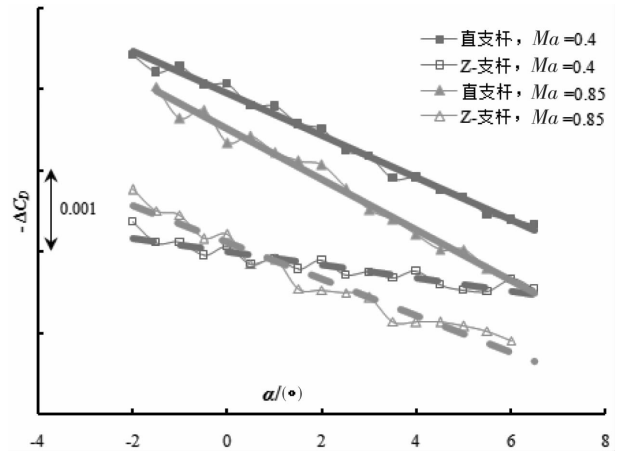


图7 阻力干扰量(全机状态)

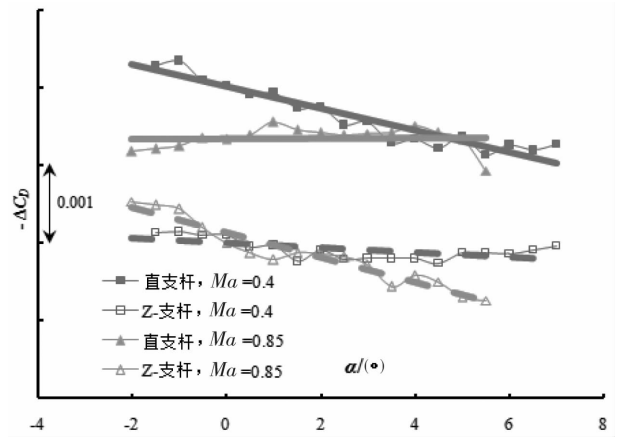


图8 阻力干扰量(无尾状态)

(下转第91页)

75 - 79.

[12] 宣扬, 银未宏. 民用飞机哈龙替代灭火技术应用及发展趋势[J]. 科技信息, 2011, (22): 709 - 710.

[13] Dave Blake. Class E Cargo Compartment Fire Suppression [R]. London, UK: FAA Technical Center, 2010. 5.

[14] Dave Blake. Class E Cargo Compartment Fire Suppression [R]. New jersey: FAA Technical Center, 2013. 5.

[15] Dave Blake. Class E Cargo Compartment Fire Suppression [R]. Atlantic City: FAA Technical Center, 2014. 10.

[16] Dave Blake. Class E Cargo Compartment Fire Suppression [R]. Dresden, Germany: FAA Technical Center, 2015. 5.

[17] Dave Blake. Class E Cargo Compartment Fire Suppression [R]. New jersey: FAA Technical Center, 2015. 10.

(上接第 52 页)

Z-支杆的叶片部分对气流的阻塞作用很小, 支杆本身又离模型较远, 因此对阻力系数的干扰量较小, 约为直支杆干扰量的一半。

2.3 俯仰力矩系数干扰量

图 9 和图 10 分别给出了全机和无尾两种状态下支杆对俯仰力矩系数干扰量的试验结果, 图中纵轴采用逆序坐标, 即支架对模型力矩系数的干扰量为负值。支杆对力矩系数的干扰量随迎角也同样呈线性变化。平尾部件是俯仰力矩的主要贡献, 平尾存在时, 直支杆会对模型带来较大的力矩系数干扰量, Z-支杆相对较小, 这主要是因为直支杆对平尾带来较

大的升力增量, 从而增加了模型低头力矩。Z-支杆对模型平尾影响较小, 带来的低头力矩系数增量也较小。尾翼去掉之后, 两种支撑形式对力矩的干扰量均较小。

3 结论

通过风洞试验, 研究和分析了直支杆与 Z-支杆两种支撑形式对高速风洞试验数据的影响, 结果表明: 支架对模型气动特性的干扰不可忽略; 在本期试验迎角范围内, 两种支撑形式对升力、阻力和俯仰力矩系数的影响随迎角基本上呈线性变化; 尾部直支杆对平尾的直接影响较大, 对模型气动特性的干扰量较大, 而 Z-支杆由于离模型尾部的距离较远, 对气动特性的干扰量相对较小, 且无尾状态下与全机状态下的干扰量较为接近。建议在其它条件相同的情况下, 尽量采用 Z-支杆进行高速风洞试验。

参考文献:

[1] 李周复. 风洞试验手册 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2015.

[2] J. Quest, M. C. N. Wright, S. Rolston. Investigation of a Modern Transonic Transport Aircraft Configuration over a Large Range of Reynolds Numbers [R]. AIAA-2002-0422.

[3] 熊能, 林俊, 贺中, 等. 大飞机布局模型跨声速风洞实验尾支撑干扰研究 [J]. 实验流体力学, 2012, 26(2): 51 - 55.

[4] 陈万华, 王超琪, 谢国栋, 等. FL-26 风洞模型支撑系统动态仿真分析 [J]. 中国机械工程, 2012, 23(2): 161 - 166.

[5] 章荣平, 王勋年, 李真旭, 等. 低速风洞尾撑支杆干扰研究 [J]. 实验流体力学, 2006, 20(3): 33 - 38.

[6] 贾玉红, 吴星, 魏思亮. 高速风洞气体支撑的性能分析计算 [J]. 长沙交通学院学报, 2005, 21(4): 62 - 67.

[7] 杨立芝, 李俊甫, 董军. 高速风洞支架干扰数值修正研究 [J]. 流体力学实验与测量, 2001, 15(3): 84 - 88.

[8] J. F. Pait, N. Esteve. Recent Experiments with New Twin-Sting Supports in ONERA's Large Wind Tunnels [R]. AIAA-2002-2921.

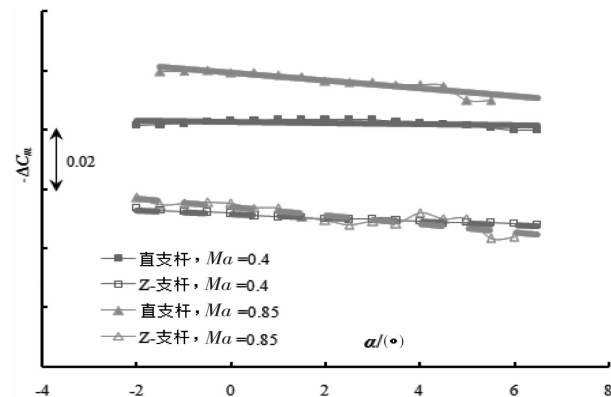


图 9 俯仰力矩干扰量(全机状态)

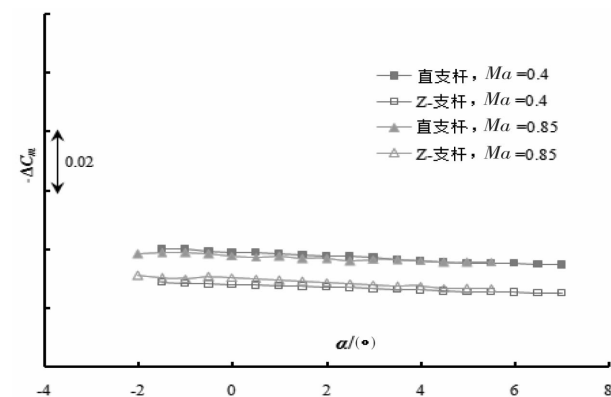


图 10 俯仰力矩干扰量(无尾状态)