

SDM 标模大攻角动导数试验

赵忠良 任 斌 黄叙辉

(中国空气动力研究与发展中心, 绵阳, 621000)

HIGH ANGLE OF ATTACK DYNAMIC DERIVATIVE EXPERIMENT OF STANDARD DYNAMIC MODEL

Zhao Zhongliang, Ren Bin, Huang Xuhui

(China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang, 621000)

摘 要 介绍了 CARDC 高速所 1.2m 风洞大攻角的动导数试验装置与测量系统以及在 1.2m 风洞中对标准动态模型(SDM 标模)所作的一系列风洞试验结果。试验结果与国外文献数据具有较好的一致性。试验结果随马赫数和攻角的变化表现出明显的非线性, 而减缩频率的影响并不显著。天平与测试系统的重复性精度较高。

关键词 SDM 标模 动导数 风洞试验 风洞试验技术

中图分类号 V211.74

Abstract The test mechanism of dynamic stability derivative with high angles of attack and its measuring system are presented together with typical test results of a Standard Dynamic Model (SDM) in 1.2m transonic wind tunnel in high speed institute of CARDC. The test results are closely related to published abroad data, the results of dynamic stability derivative depend nonlinearly on Mach number and angle of attack, and the effect of reduced frequency is less prominent. The repeatability errors of the balance and measuring system are improved.

Key words standard dynamic model(SDM), dynamic stability derivative, wind tunnel test, wind tunnel test technique

动稳定性导数简称动导数, 它不仅是飞行器机动性的重要性能指标, 也是控制系统设计时必不可少的气动数据。时至今日, 要正确表达和确定飞行器非线性惯性运动形态气动力与运动变量之间的关系, 尤其把握大攻角动稳定性变化规律, 仍然是空气动力学和飞行力学领域最困难的问题之一^[1,2]。而对每一种现象的深刻认识和定量测量都需要坚实的技术储备, 我部开展的 1.2m 风洞大攻角动导数试验技术研究, 就是应这种要求而提出的。

早在 70 年代, 国外各研究机构如美国的 AEDC^[3,4]、德国的 DFVLR/AVA^[5]、瑞典的 FFA^[6] 及加拿大的 NAE^[7] 等相继建立了各自的高速大攻角动导数试验技术, 并都采用 AEDC 基于 F-16 简化外形的标准动态模型(SDM 标模)作为统一标模来进行风洞校核试验。对我们来说, 一方面 1.2m 风洞中进行大攻角动导数试验在支撑方式、驱动形式及天平设计等方面与 0.6m 风洞完全不同; 另一方面该项技术具有极强的实践性, 不仅涉及到空气动力学, 还涉及到机械设计、电子测控及软件研制等多种学科。因此在研制过程中, 仍然遇到了不少技术难点: 首先是在支架干扰的容许限度内, 整套装置必须满足大攻角状态下的气动载荷要求, 驱动系统还必须提供足够的驱动力矩; 其次天平设计时不仅要获取直接导数的较大信号, 还要获取交叉与交叉耦合导数的微弱信号; 第三要在有限的支杆内腔中实现驱

动力矩的传递和运动形式的转换。

1 试验设备与模型

1.1 俯仰强迫振动装置

图 1 给出了俯仰/偏航强迫振动动导数装置原理及天平布置简图。当测量俯仰动导数时,俯仰方向与攻角方向一致;而测量偏航动导数时,将尾支杆旋转 90° ,模型偏航振动方向与攻角成 90° ;测量偏航动导数随攻角的变化。

1.2 滚转强迫振动装置

图 2 给出了滚转强迫振动动导数天平外形图。该天平具有 4 个测量元,采用前后对称分布的两个单片式力矩梁(简称前、后偏航元)来感受模型相对于尾支杆的偏航振动,因此该天平可以测量模型由滚转引起的偏航阻尼导数。在前后偏航元件中间设置轮壳式滚转元件来感受模型的滚转力矩。在内外尾支杆之间设置双梁式滚转位移元件来感受内尾支杆的振动角位移。为了实现攻角达 30° ;两套天平都采用了 15 拐头支撑。

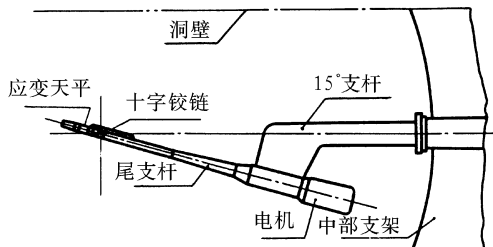


图 1 俯仰动导灵敏试验装置简图

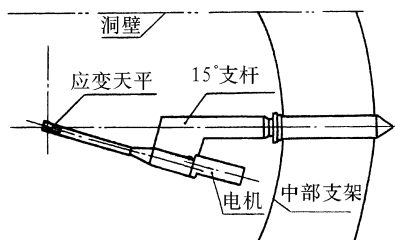


图 2 滚动导灵敏试验装置简图

2 套大攻角动导数强迫振动装置均采用 110BC380B 步进电机作动力。通过四连杆运动机构将电机的旋转运动转换为主轴的振动运动。步进机由 PC-286 微机通过驱动电源来进行驱动、控制。

1.3 模型

图 3 是 SDM (Standard Dynamic Model) 的外形图。SDM 由机身、机翼、平尾、立尾、腹鳍及边条等组成。各主要部件可以拆卸,以便于研究各部件对动导数的影响。该模型按 AEDC 标模的 0.55 倍缩尺比设计加工,采用铝合金制造。

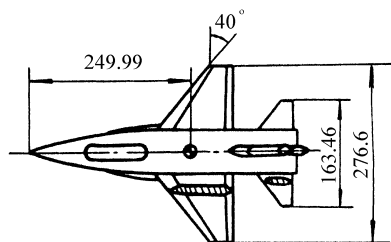
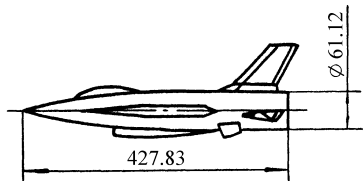


图 3 SDM 标模外形图

2 测试及数据处理系统

动导数测试系统主要包括放大器、动导数测试仪、数据采集装置等,其中动导数测试仪是按相关滤波原理设计的,目的是将天平力矩元件输出信号分解为与主轴振动角位移同相和正交的两个分量。该仪器具有 6 个输入通道,可同时进行阻尼导数、交叉导数、交叉耦合导数测量。



另外角位移和力矩信号通过放大器放大,还可采用数字相关滤波技术进行处理。

气动中心高速所通过 921 动导数技术改造,引进了 HP 公司基于 VXI 总线结构的数据采集系统,该系统是完全并行的具有 16 位分辨率的八通道数据采集模板,其相位误差小于 0.1° ;能够为各种动导数试验提供可靠的原始数据。

强迫振动数据处理软件是基于 Microsoft Windows 3.1 操作系统,采用 Lab Windows/CVI4.0.1 作为开发平台,结合虚拟仪器的特点,完全具有 Windows 应用程序风格的软件系统。集数据采集、显示和分析功能于一体。处理过程灵活、方便而快速。

3 风洞试验及结果分析

高速风洞大攻角动导数试验装置在 $1.2\text{m} \times 1.2\text{m}$ 跨超风洞中对 SDM 标模进行了两期试验,试验 Ma 数为 $0.6 \sim 1.2$,攻角为 $0 \sim 30^\circ$;振动频率为 $8 \sim 14\text{Hz}$,试验雷诺数为 $1.2 \times 10^7 \sim 2.3 \times 10^7/\text{m}$ 。试验测量了 SDM 标模的俯仰、偏航、滚转及滚转引起的偏航动导数。图 4~图 10 给出了部分典型的 SDM 标模动导数试验结果。

3.1 重复性试验误差

试验在 $\text{Ma} = 0.95, A = 0^\circ; f = 14\text{Hz}$ 时对 SDM 标模的滚转动导数进行了 7 次重复性测量,其相对均方根误差为 5%。在 $\text{Ma} = 1.05, A = 0^\circ; f = 14\text{Hz}$ 时对俯仰振动装置进行 5 次重复性测量,其俯仰阻尼导数相对均方根误差为 4.56%。如文献[8]所述,这样的重复性误差是完全可以满足型号试验的。

3.2 俯仰振动试验结果

图 4、图 5 分别是 $\text{Ma} = 0.6, 1.05$ 时俯仰阻尼导数随攻角的变化曲线。从图 4 可以看出, $\text{Ma} = 0.6$ 时俯仰阻尼导数的试验结果与国外文献无论是在量值上还是在变化趋势上都吻合较好。并充分反映出大攻角条件下俯仰阻尼导数随攻角的非线性变化特性。从图 5 可

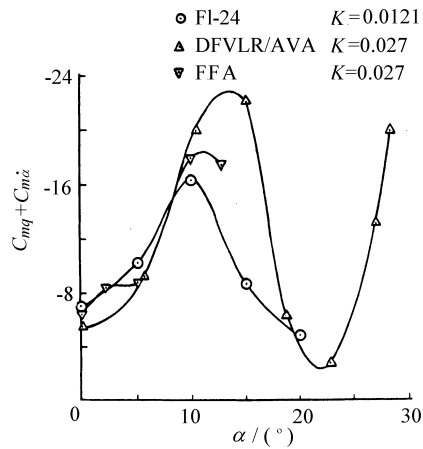
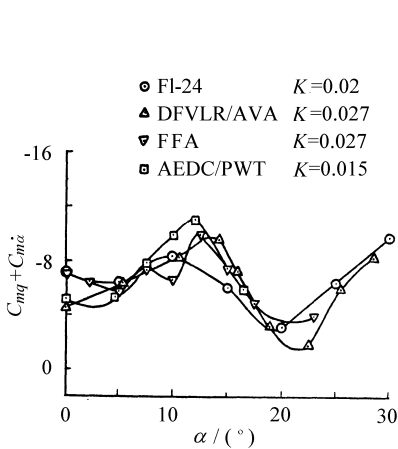


图 4 俯仰动导数试验结果曲线($\text{Ma} = 0.60$)

图 5 俯仰动导数试验结果曲线($\text{Ma} = 1.05$)

知,在 $A < 12^\circ$ 各研究机构的试验结果具有很好的一致性。从 DFVLR/AVA 的结果来看, $\text{Ma} = 1.05$ 时俯仰阻尼随攻角的变化趋势与 $\text{Ma} = 0.6$ 时类似,即在 $A = 12$ 时达到负的最大值,而在 $A = 22$ 附近达到负的最小值,只不过非线性程度略强一些。由于 $\text{Ma} = 1.05$ 时,静态气动载荷较大,只做了 $A < 20$ 的试验,而 FFA 只做到在 $A = 13^\circ$ 。从试验结果来看,在试验攻

角范围内都反映了俯仰阻尼随攻角的非线性变化趋势,但在量值上存在较大差异,这主要有几个方面的原因:一是振动频率不一致,尤其正攻角较大时振动频率对试验结果影响较大;二是德国给出的是模型攻角,而我们给定的是机构名义攻角,未作气动弹性修正;三是各国风洞之间存在系统误差;另外模型的模拟程度也存在一定的误差,再加上气流分离等因素。这样的差异是正常的,试验结果是合理的。

图 6 是俯仰刚度导数试验结果随马赫数的变化曲线。从图中可以看出,俯仰刚度导数试验结果与国外文献结果较为一致,同时在试验中发现 $Ma < 1.0$, 攻角较小时,俯仰刚度导数 $C_{m\alpha}$ 为正值,即具有俯仰静不稳定现象,而俯仰阻尼导数为负值,具有俯仰动稳定性,充分反映了 SDM 标模具有静动态特性十分复杂的气动特性,同时也反映 F-16 战斗机具有静不稳定的先进设计思想。

3.3 偏航振动试验结果

图 7 是 $Ma = 0.6$ 时偏航阻尼导数随攻角的变化曲线。从图中可以看出,在 $\alpha < 15^\circ$ 时,偏航阻尼导数量值在 -0.5 左右变化不大,在 $\alpha > 15^\circ$ 时出现非线性变化,各研究机构都能给出非线性变化的趋势,但峰值点位置略有差异,这是正常的、合理的。

3.4 滚动振动试验结果

图 8、图 9 分别是 $Ma = 0.6, 0.95$ 时 SDM 标模的滚转阻尼导数试验结果。从图中可以

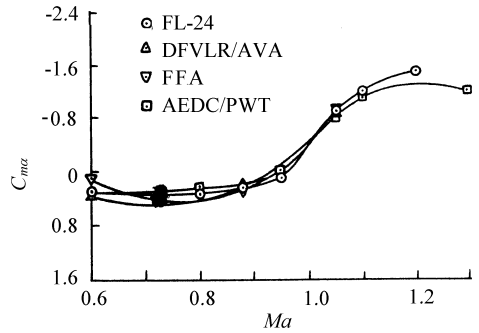


图 6 俯仰刚度导数试验结果曲线($\Lambda = 0^\circ$)

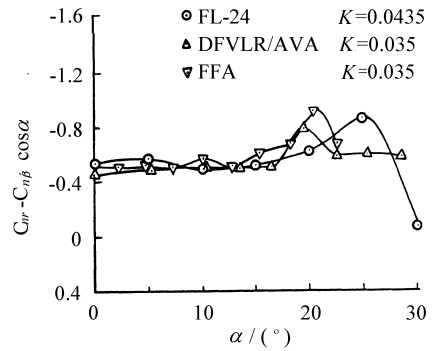


图 7 偏航动导数试验结果曲线($Ma = 0.60$)

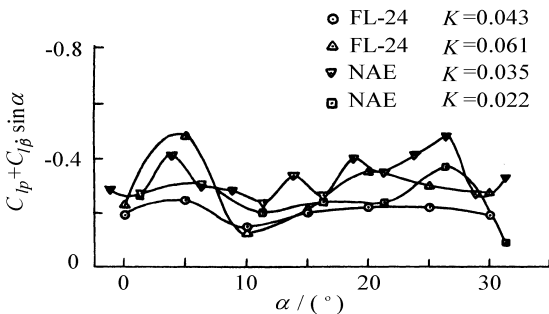


图 8 滚转动导数随频率曲线($Ma = 0.60$)

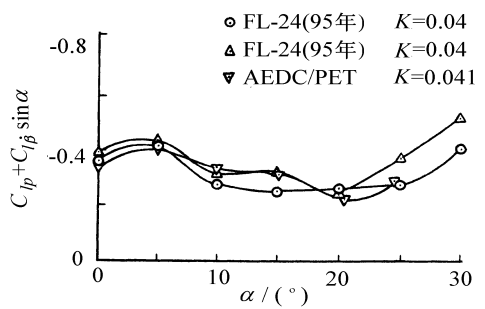


图 9 滚转动导数试验结果曲线($Ma = 0.95$)

看出,滚转阻尼导数随攻角呈现出明显的非线性特性,FL-24 风洞的试验结果基本上反映了这种变化特性,其量值在各研究机构所测数据的变化范围之内。振动频率在攻角较大时($\Lambda >$

15) 有一定的影响,但并不十分显著, $A=5$ 左右有较大的影响需进一步研究。同时,从图中可以看出, $Ma=0.95$ 时,不仅 FL-24 风洞的两期试验结果符合得很好,而且与 AEDC 的相应结果也具很好的一致性。这充分证明了滚转动导数天平的性能是稳定可靠的,试验结果是合理的。 $Ma=0.95$ 时滚转阻尼导数的变化反而不如 $Ma=0.6$ 时的非线性强,随攻角变化较为平缓。

图 10 是 $Ma=0.6$ 时滚转引起的偏航阻尼导数试验结果曲线。在 $A < 15$ 时,滚转偏航导数量值极小,基本上在零附近。在 $A > 15$ 时变化较大,随攻角有较强的非线性,各机构的测量结果相差较大,这主要是由于滚转偏航阻尼导数的量值本身比滚转阻尼导数小得多,不易测准,另一方面正是由于非线性的本身性质所致。

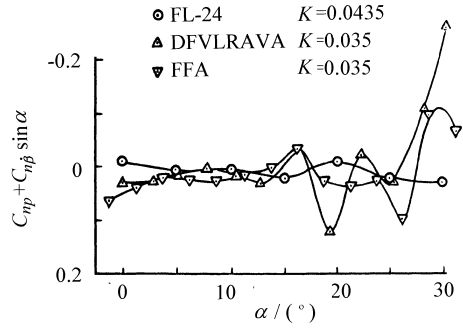


图 10 滚转偏航动导数试验结果曲线($Ma=0.60$)

4 结 论

(1) 强迫振动动导数试验系统性能稳定,重复性精度高,试验结果与国外文献数据有较好的一致性。研制是成功的,达到了预期的技术指标,完全能满足型号试验的需要。

(2) SDM 标模在大攻角条件下,其滚转、滚转偏航以及俯仰、偏航动导数随攻角呈现强烈的非线性。

(3) SDM 标模各动导数随马赫数变化也呈现较强的非线性。

(4) 减缩频率在小攻角条件下对动导数影响较小,在大攻角条件下有一定的影响,但并不很显著。

参 考 文 献

- Orlik-Rueckemann K J. Dynamic stability parameters. AGARD LS-114, London: AGARD, 1981
- 任斌, 伍开元. 国外有翼飞行器大攻角动稳定性研究评述及启示. 863 '9411' 会议报告, 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 1994
- Cyran B. Sting interference effects on the station dynamic and base pressure measurements of the standard dynamic model aircraft at Mach numbers 0.3 through 1.3. AEDC-TR-81-3, Tennessee: AEDC, 1981
- Coulter S M, Marquart E J. Cross and cross-coupling derivative measurements on the standard dynamic at AEDC. AIAA paper 82-0596, New York: AIAA, 1982
- Schmidt E. Standard dynamic model experiments with the DFVLR/AVA transonic derivative balance. AGARD-cp-386, paper21, London: AGARD, 1985
- Jansson T, Torngrén L. New dynamic testing techniques and related results at FFA. AGARD-cp-386, paper20, London: AGARD, 1985
- Beyers M E, Moulton B E. Stability derivatives due to oscillation in roll for the standard dynamic model at Mach 0.6. NAE-4479, Ottawa: NAE, 1983
- Orlik-Rueckemann K J. Dynamic stability parameters. AGARD cp-235, London: AGARD, 1978