

文章编号: 1672-9897(2007)02-0008-05

低速大迎角尾撑支架干扰试验研究

王勋年¹, 祝明红², 孙传宝²

(1. 西北工业大学, 西安 710072; 2. 中国空气动力研究与发展中心, 四川 绵阳 621000)

摘要: 飞行器低速大迎角风洞试验是飞行器研制中必须进行的试验研究项目, 而进行大迎角试验时飞行器模型大多采用尾部支撑方式支撑, 目前国内对低速大迎角风洞试验结果中的支架干扰都没有进行相应的扣除。本项研究成果可作为今后支架干扰研究或扣除的参考, 重点介绍了在中国空气动力研究与发展中心 $\phi 3.2m$ 风洞中, 利用张线支撑系统进行有预弯接头的尾撑支架干扰试验研究, 获得了预弯尾撑支架干扰随迎角、侧滑角的变化规律, 分析了不同形状尾撑支杆的支架干扰特性; 并对尾撑支杆的几何参数进行了研究, 获得了尾撑支杆长度对尾撑支架干扰量的影响规律, 提出了尾撑支杆设计的建议。

关键词: 尾撑; 支架干扰; 大迎角; 试验研究; 低速风洞

中图分类号: V211.4; V211.7 **文献标识码:** A

Investigation on the interference of rear sting supports at high angle of attack in low speed wind-tunnel

WANG Xun-nian¹, ZHU Ming-hong², SUN Chuan-bao²

(1. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China; 2. China Aerodynamics Research & Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: The high alpha aerodynamic of low speed wind tunnel experiments are necessary for the future advanced aircrafts, and the most of aircrafts models are supported by rear sting, but the interference of sting are not deducted from the test results before, in order to research the interference of the sting, this study was conducted in CARDC and the results can be referenced to the other aircrafts models for low speed wind tunnel test. The investigation of interference on the rear sting supports system was carried out in the $\phi 3.2m$ wind tunnel of CARDC, the airplane model was supported with the extension system and the rear rigs was fixed on the end of balance, then, the interference of rear rig could be gotten. The quantity of the interference of the rear rigs and its rules varying with the α and the β are presented in this paper, at the same time, the influence of various configuration of rear rigs on the interference rules have been analyzed. Some suggestions for the rear rig design are brought forward in the paper too.

Key words: rear sting; support interference; high angle of attack; test study; low speed wind tunnel

0 引言

低速大迎角尾撑支架干扰研究是气动力预先性研究资助的研究项目。传统的飞机尾支撑试验技术

由于无法较为准确地获得尾支撑系统对试验结果的干扰量, 在给出飞机尾支撑试验结果时, 没有扣除相应的支撑系统的干扰。由于支撑形式的不同, 其干扰量的差异较大, 甚至, 在某些试验迎角范围, 支撑系统

• 收稿日期: 2006-09-19; 修订日期: 2006-12-12

作者简介: 王勋年(1962-), 男, 江西陇南人, 研究员, 在读博士研究生。研究方向: 低速大迎角空气动力学及飞机发动机低速风洞模拟试验技术研究。

的干扰量随迎角的变化规律也不相同,这为准确预测飞机的气动特性带来一定的困难。为了减小或消除支撑系统对试验结果的影响,在中国空气动力研究与发展中心 $\phi 3.2m$ 风洞中,利用张线支撑系统进行有预弯接头的尾撑支架的干扰研究。研究结果表明:同样是尾部支撑方式,采用的预弯型式不同,其支架干扰量差异较大,特别是预弯接头地对支架干扰量的影响比较大。

1 试验设备

1.1 风 洞

$\phi 3.2m$ 风洞是一座单回流式开口、闭口两用试验段低速风洞,试验段直径 $3.2m$,长 $5m$,开口试验段最大风速为 $105m/s$,闭口试验段最大风速 $147m/s$ 。

1.2 天平及测量系统

试验设计、加工的天平为杆式中空六分量应变天平,该天平既可满足张线支撑系统的要求,也可满足尾支撑的需要。

天平信号经 A/D 转换后由工控机实现数据的采集及处理;模型姿态角及速压分别由相应的工控机进

行控制。

1.3 支撑装置

$\phi 3.2m$ 风洞张线式支撑装置主要由测力天平组件、模型支撑杆组件、支撑杆挂架、左右立柱、底座、上横梁、传动系统以及驱动和控制系统等部分组成。传动系统主要用于改变模型的迎角。整个传动系统由一台电机驱动,保证了左右悬挂架的同步转动以实现模型迎角的变化。模型姿态角控制精度为 $\pm 3'$,速压控制精度为 0.5% 。其迎角范围为 $\pm 360^\circ$,侧滑角范围为 $\pm 30^\circ$ 。为了进行安装假尾支杆以及新设计的测力天平,试验新设计、加工了相应的连接件,以满足试验研究的要求。

2 试验方法、条件及数据处理

2.1 试验方法及条件

采用 $\phi 3.2m$ 风洞张线支撑进行试验,试验风速 $60m/s$ 。同时,加工了 FL-12 风洞、FL-08 风洞、FL-09 风洞相应的假尾撑支杆,进行相应的支架干扰对比试验。

假尾撑系统连接在天平的固定端,不与模型接

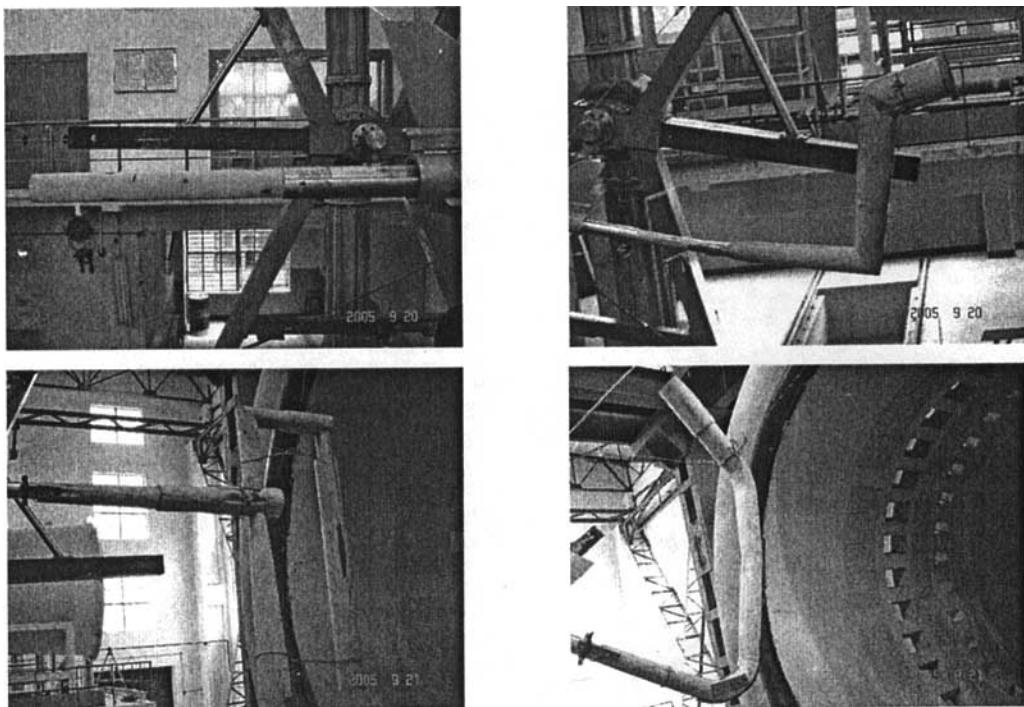
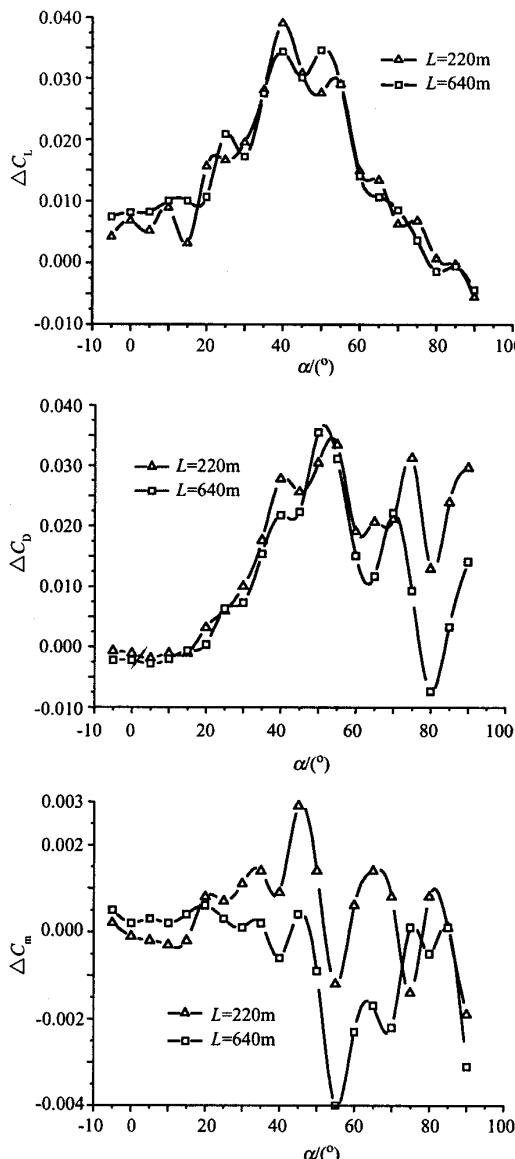


图 1 尾撑支杆支架干扰研究的支杆安装示意图

Fig.1 The sketch of sting installed in wind tunnel

触，靠拉线固定在张线支撑系统的立柱上，它可以与模型同时运动以保证不同试验迎角下进行试验。支架干扰试验时，测力天平感受到的气动力由两部分组成，一部分是飞机模型的气动力，另一部分是尾撑支杆对模型的干扰。假尾撑支杆包括尾支杆的等值段和预弯支杆两部份，支杆安装如图1所示。

试验时，首先进行无尾支杆状态下的相应试验，而后安装假尾支杆再进行相应状态的试验，两者之差即为尾支杆的干扰量。



2.2 数据处理

试验的模型力矩参考点与天平中心的距离为： $\Delta x = 2.06\text{mm}$, $\Delta y = 3\text{mm}$, 天平中心位于模型力矩参考点后面，天平中心与天平校准中心的距离： $x = 14\text{mm}$, 校准中心位于天平中心后面。对试验结果只进行力矩参考点与天平中心不重合修正。尾支杆的支架干扰量为有假支杆状态下的测力试验结果减去无假支杆的相应状态下的测力试验结果。试验纵向

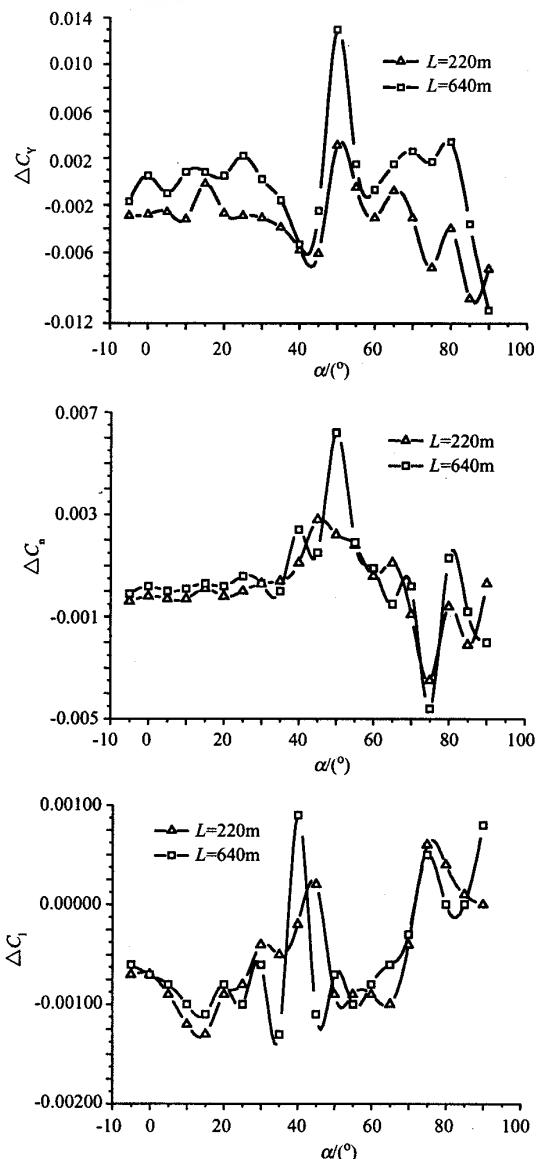


图2 直尾支杆对纵横向试验结果的干扰量 $\beta = 0^\circ$

Fig. 2 The interference quantities of straight sting on the test results, $\beta = 0^\circ$

结果以风轴系给出,横侧向结果以体轴系给出。

3 结果分析

3.1 直尾支杆的干扰结果分析

为了验证预弯尾支杆干扰结果的正确性,开展了直尾支杆的干扰研究。对于直尾支杆长度的定义是: L 为露出飞机尾喷口的支杆长度。

图2给出了 $\beta=0^\circ$ 、直尾支杆对纵横向试验结果的干扰量。从所给出的结果可见,在 $\alpha=0^\circ\sim80^\circ$ 范围,直尾支杆对升力的干扰量为正值,且在 $\alpha=40^\circ$ 左右其干扰量较大, ΔC_L 达0.04左右,直尾支杆长度对干扰量的影响是使干扰量的值有一定变化,其中,长度增大,干扰量随迎角变化波动较小。在 $\alpha\leqslant20^\circ$ 的迎角范围内,直尾支杆使阻力减小,即阻力干扰量为负值;而当 $\alpha\geqslant20^\circ$ 以后,其阻力干扰量为正值,在 $\alpha\leqslant50^\circ$ 时,随迎角增大,阻力干扰量近似单调增加,支杆长度不同,其干扰量相差较小, $\alpha=50^\circ$ 时, $\Delta C_{D\max}\approx0.035$;当 $\alpha\geqslant50^\circ$ 后,阻力干扰量又逐渐减小、且波动较大。在 $\alpha\leqslant30^\circ$ 的迎角范围内,直尾支杆对俯仰力矩的干扰不大,其 ΔC_m 在 ±0.001 以内;当 $\alpha\geqslant30^\circ$ 以后,直尾支杆对俯仰力矩的干扰增大,且随迎角变化较大,支杆长度不同,可能产生的干扰量的正负也不相同,其中, $L=220\text{mm}$ 时,约 $\Delta C_{m\max}$ 约0.003; $L=640\text{mm}$ 时, $\Delta C_{m\max}$ 约-0.004。

与直尾支杆对升阻特性的干扰相比,直尾支杆对侧向力的干扰要小得多。在 $\alpha\leqslant30^\circ$ 的迎角范围内,直尾支杆的侧向力干扰量在 ±0.002 以内;当 $\alpha\geqslant30^\circ$ 以后,直尾支杆对侧向力的干扰略有增大,但其干扰量在 ±0.012 以内; $L=220\text{mm}$ 的支杆对侧向力的干扰更大,且在大部分试验迎角范围,其干扰量为负值。在 $\alpha\leqslant35^\circ$ 的迎角范围内,直尾支杆的偏航力矩干扰量在 ±0.0005 以内;且当 $\alpha\geqslant35^\circ$ 以后,直尾支杆对偏航力矩的干扰略有增大,但干扰量在 ±0.003 以内,短直支杆产生的偏航力矩干扰略小。在整个试验迎角范围内,直尾支杆对滚转力矩的干扰比较小,且在大部分试验迎角范围,支杆产生的滚转力矩干扰量为负值, $\Delta C_{1\max}$ 约为-0.00125。

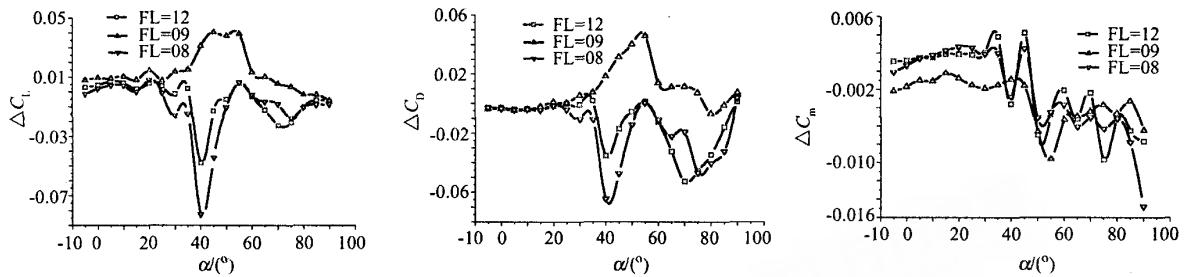
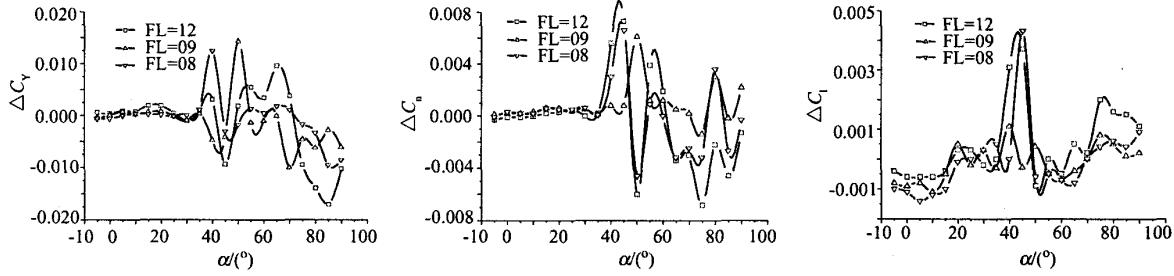
总的来看,直尾支杆对大迎角的干扰比较小,主要影响升阻特性;对俯仰力矩和横侧向特性的干扰相对比较小,特别是对滚转力矩的干扰更小。直尾支杆的长度对支杆干扰有一定的影响。因此,在尾撑支杆设计时,应适当加长直支杆的长度,以利于减小支架

干扰。此外,从干扰结果的变化规律可知,试验结果与“九五”结果具有相同的规律。

3.2 不同预弯支杆的干扰结果分析

图3给出了 $\beta=0^\circ$ 、三座低速风洞(FL-12、FL-08、FL-09)的尾撑支杆对纵向试验结果的干扰规律及干扰量值。从图中给出的尾支杆对纵向结果的干扰情况来看,总的干扰规律是:在 $-5^\circ\leqslant\alpha\leqslant20^\circ$ 范围内,尾支杆使升力略有增大、阻力略有减小,且干扰量随迎角增大变化较小;在 $25^\circ\leqslant\alpha\leqslant80^\circ$ 的迎角范围,FL-09风洞的尾撑支杆产生的升阻干扰为正值,即使试验结果偏大;而FL-08风洞、FL-12风洞的尾支杆对升阻的干扰是负值。其中,FL-09风洞尾支杆的最大升力系数干扰量约为0.04、阻力系数最大干扰量约为0.05,在迎角约为 50° 附近支架干扰量比较大;FL-08风洞尾支杆和FL-12风洞的尾支杆的升阻干扰量随迎角的变化规律比较一致,差异在于干扰量值,比较而言,FL-08风洞的升阻干扰略大一点,在 $\alpha=40^\circ$ 时,两座风洞的尾支杆干扰比较大,其中FL-12风洞的 $\Delta C_{1\max}=-0.048$ 、 $\Delta C_{D\max}=-0.035$,FL-09风洞的 $\Delta C_{L\max}=-0.08$ 、 $\Delta C_{D\max}=-0.07$ 。在 $\alpha\leqslant40^\circ$ 以内,三座低速风洞尾支杆对俯仰力矩的干扰存在一定的差异,其中,FL-09风洞的尾支杆使得俯仰力矩减小,即产生的俯仰力矩干扰量为负值;而其它两座风洞的尾支杆产生的俯仰力矩干扰量为正值、且差异很小;它们的俯仰力矩干扰量的绝对值差别也不大, ΔC_m 在0.002以内,这也说明,尾支杆对俯仰力矩的干扰不大。当 $\alpha\geqslant40^\circ$ 以后,三座风洞的尾支杆对俯仰力矩的干扰比较接近,均产生负的俯仰力矩增量,随迎角变化,干扰量变化较大。

图4给出了 $\beta=0^\circ$ 、三座低速风洞(FL-12、FL-08、FL-09)的尾撑支杆对横侧向的干扰结果。由图可见,不同风洞的尾支杆对横侧向的干扰量随迎角的变化规律是一致的。在 $-5^\circ\leqslant\alpha<35^\circ$ 范围内,三座风洞的尾支杆对横侧向的干扰都很小,且随迎角增大,干扰量变化量也很小,因此进行尾支撑试验时,该迎角范围的支杆干扰可以忽略。当 $\alpha\geqslant40^\circ$ 以后,尾支杆对横侧向的干扰随迎角变化,其变化规律不明显,干扰量值变化也较大,比较而言,FL-08风洞和FL-12风洞的尾支杆产生的干扰量比较接近、且量值变化稍大一些, $\Delta C_{n\max}$ 达0.008、 $\Delta C_{1\max}$ 达0.004。三座风洞的尾支杆在整个试验迎角范围内所产生的滚转力矩干扰

图3 尾支杆的纵向试验结果干扰量 $\beta = 0^\circ$ Fig.3 The interference quantities of sting on the longitudinal test results, $\beta = 0^\circ$ 图4 三座低速风洞尾支杆对横侧向试验结果的干扰量 $\beta = 0^\circ$ Fig.4 The interference quantities of sting on the lateral test results, $\beta = 0^\circ$

都比较小,在大部分试验迎角范围内,其滚转力矩干扰量均在 ± 0.001 以内。

当侧滑角不为零时,相同状态下,尾撑支杆对试验结果的干扰规律也是一致的,区别在于,尾撑支杆的干扰量值有所不同。

4 结 论

通过对直支杆和预弯尾支杆的干扰结果的讨论可知,采用尾支撑进行飞机低速大迎角风洞试验,在中小迎角范围内,不同形式的尾支杆的支架干扰量随迎角变化不大;在大迎角状态下,不同形式的尾撑支杆的支架干扰量差异较大,需要开展相应的支架干扰

研究,以获得较为准确的低速大迎角试验结果。

参 考 文 献:

- [1] 祝明红. ××模型低速大迎角风洞试验大纲 [R]. 气动中心低速所, 2005.
- [2] 王勋年, 祝明红, 孙传宝. ××模型低速大迎角风洞试验研究 [R]. 气动中心低速所, 2005.
- [3] 陈淳. ZX0741A 天平设计报告 [R]. 气动中心低速所, 2003.
- [4] 薛伟. ZX0741A 天平静校报告 [R]. 气动中心低速所, 2004.
- [5] 王勋年, 祝明红, 孙传宝. 大迎角试验的支撑干扰评估与修正技术研究 [R]. 气动中心低速所, 2005.