



CSTAM 2012-B03-0139

迎角侧滑角组合支撑试验技术研究

陈德华，刘大伟，尹陆平，师建元，

彭超，饶正周

中国空气动力研究与发展中心空气动力学国家重点
实验室

中国空气动力研究与发展中心高速空气动力研究所

第七届全国流体力学学术会议

2012年11月12—14日 广西·桂林

迎角侧滑角组合支撑试验技术研究¹⁾

陈德华^{*+*}, 刘大伟^{*+*}, 尹陆平⁺, 师建元⁺, 彭超⁺, 饶正周⁺

^{*}(中国空气动力研究与发展中心空气动力学国家重点实验室, 四川绵阳 621000)

⁺(中国空气动力研究与发展中心高速空气动力学研究所, 四川绵阳 621000)

摘要 针对型号研制的风洞试验需求, 在 2.4 米跨声速风洞研制了一套迎角侧滑角组合支撑系统。该支撑系统既可实现定侧滑角连续变迎角的试验方式, 又可实现定迎角连续变侧滑角的试验方式。本文在 0.6 米跨声速风洞开展了引导性试验研究, 并在 2.4 米跨声速风洞中对该支撑系统与传统的支撑方式进行了风洞试验对比。结果表明, 多功能支撑与传统支撑方式的风洞试验数据相关性良好, 表明该支撑装置的研制是成功的, 可应用于型号试验。

关键词 跨声速风洞, 迎角侧滑角组合支撑系统, 试验技术

引言

目前, 在国内现有的高速风洞中, 实现横向试验主要是靠双转轴支撑系统或者是通过中部支架变角块来实现横向试验。这两种传统的试验装置进行横向试验时都只能固定侧滑角连续变迎角, 如果需要比较密集的侧滑角测点, 试验经费将大幅增加。由于飞行器气动设计在使用风洞横向试验数据时, 主要是需要横向气动特性随侧滑角变化的详细情况, 只需要一些典型的迎角状态, 尤其是大型飞机更是如此, 即要求在高速风洞中能够实现定迎角连续变侧滑角的试验方式。另外, 传统支撑方式需要改变模型侧滑角时, 必须在风洞停车之后, 通过人工调节双转轴前、后轴的旋转角度(或中部支架变角块)来改变模型的侧滑角, 而且每改变一次侧滑角, 模型迎角的零位基准就会发生变化, 必须重新对迎角零位进行校准与修正, 这将影响试验效率。传统支撑方式由于迎角机构的运动平面与模型的纵对称平面不重合, 模型在定侧滑角变迎角的运动过程中空间姿态角相互耦合, 在数据处理时必须计及, 否则将导致风洞试验数据产生误差。

本文为了适应飞行器对定迎角连续变侧滑角的试验需求, 提高试验效率, 研制了 2.4 米跨声速风洞迎角侧滑角组合支撑系统。该支撑系统不仅保持了传统的定侧滑角连续变迎角的试验方法, 同时还实现了定迎角连续变侧滑角

的试验方式。在 2.4 米跨声速风洞中对该支撑系统与传统的支撑方式进行了风洞对比试验。试验结果表明, 两种支撑方式的数据相关性较好; 该支撑装置研制是成功的, 可以应用于型号试验。

1 总体方案

1.1 设计原理

图 1 给出了迎角侧滑角组合支撑系统的俯视图。从图中可以看出, 该支撑系统主要包括试验段框架(1, 7)、前圆弧导轨(2)、侧滑角机构框架(3)、右油缸支座(4)、右伺服油缸(5)、右油缸耳座(6)、半弯刀(8)、后圆弧导轨(9)、左油缸支座(10)、左伺服油缸(11)、左油缸耳座(12), 还包括迎角伺服油缸、迎角油缸支座、右支座、右轨道座、左轨道座、左支座、右滑槽、右圆弧导轨、左圆弧导轨和左滑槽。其连接关系是前、后圆弧导轨固定连接在试验段框架上, 侧滑角机构框架设置于前后圆弧导轨上并且能够沿着前后圆弧导轨运动; 左、右油缸支座与侧滑角机构框架固定连接, 左、右油缸耳座与试验段框架固定连接, 左、右轨道座固定在侧滑角机构框架上, 左、右圆弧导轨分别固定在左、右轨道座上, 左右滑槽分别固定在半弯刀的左右两侧, 半弯刀在迎角伺服油缸的推动下沿着左、右圆弧导轨运动; 迎角油缸支座固定在侧滑角机构框架上, 迎角伺服油缸的

1) 基金资助项目

2) Email:

一端与半弯刀连接，另一端与迎角油缸支座连接；左、右支座与侧滑角机构框架连接。

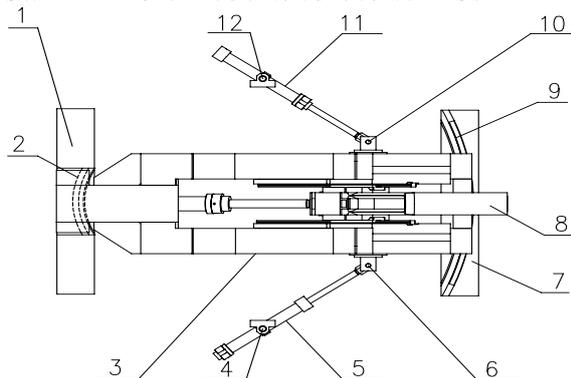


图1 迎角侧滑角组合支撑系统俯视图

其工作原理是，半弯刀在迎角伺服油缸的推动下沿着左右圆弧导轨运动，实现模型迎角的变化。通过左右伺服油缸的推拉使侧滑角机构框架沿着前圆弧导轨和后圆弧导轨转动，实现模型侧滑角的变化。该机构的侧滑角与迎角运动彼此独立，不存在耦合关系，任何状态下的模型姿态角都是其实际气动角度。

1.2 数值模拟研究

由于 2.4 米跨声速风洞试验段空间结构的限制，迎角侧滑角组合支撑系统只能采用半弯刀机构形式。对处于风洞试验段的半弯刀机构，基于 F6 飞机模型通过数值模拟确定了其最佳长度、平行间距及头部形状。图 2 给出了数值模拟采用的计算网格空间拓扑结构，图 3 给出了半弯刀机构优化的几何参数。

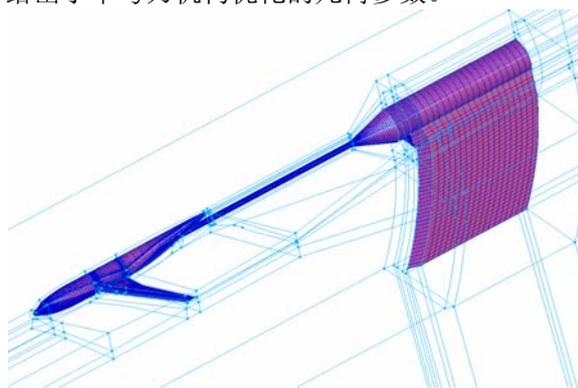


图2 数值模拟空间网格分布

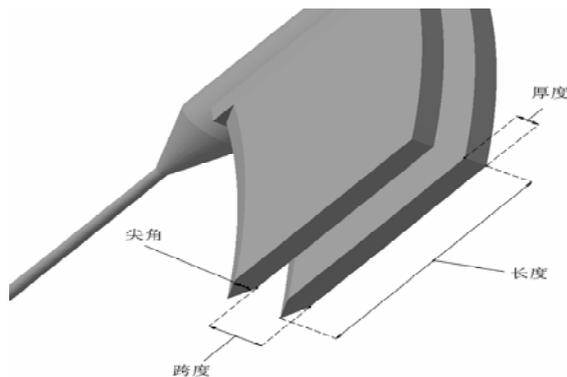


图3 半弯刀机构优化的几何参数

1.3 引导试验研究

在迎角侧滑角组合支撑系统正式研制之前，为了验证半弯刀机构尺寸的合理性，在 0.6 米跨声速风洞中对其前传干扰特性进行了一期引导性试验研究。我们设计加工了不同侧滑角的模拟支撑装置，通过轴向探测管测量在其对核心流马赫数的影响，从而验证该组合支撑系统所确定的尺寸是可行的。图 4 给出了半弯刀模拟装置安装在 0.6 米跨声速风洞试验的照片。



图4 模拟装置安装在 0.6 米跨声速风洞试验段

图 5 给出了不同尾支架侧滑角下 0.6 米跨声速风洞试验段核心流马赫数分布曲线。模拟支架为“none”时，表示上半部为空；模拟支架为“ $\beta=0^\circ$ ”时，上半部为 $\beta=0^\circ$ 的模拟支架，其余类推。结果显示， $M=0.4$ 、 0.6 、 0.9 时，试验段核心流轴向马赫数分布很均匀，试验段入口气流流动平稳，模型区流场马赫数沿轴向的梯度呈负值，随着模拟支架的 β 角增大，马赫数沿轴向的梯度负值增大； $M=1.2$ 时，试验段入口气流在膨胀加速过程中出现了较大的波动，试验段均匀区流场变短，模型区流场的均匀性变差。这与参考文献[1]的流校结果相似。总体来说，所模拟的支撑装置的干扰影响较小，可应用于迎角侧滑角组合支撑系统的设计。

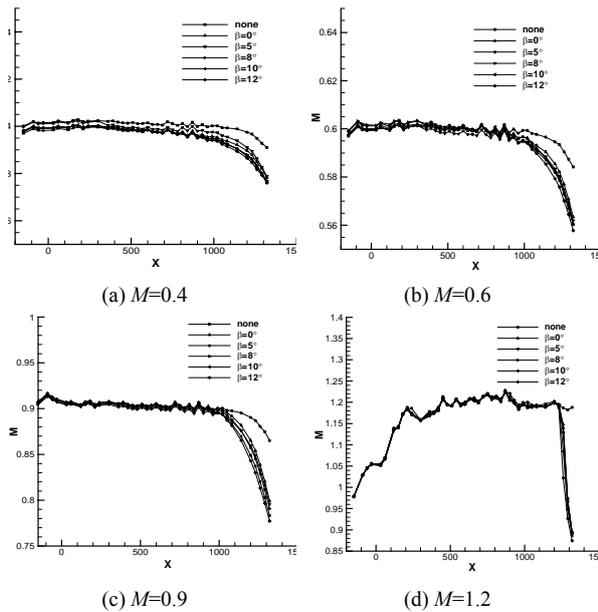


图5 不同尾支架侧滑角下试验段核心流的马赫数分布

1.4 对比试验

为得到迎角侧滑角组合支撑系统对试验数据精准度的影响,在 2.4 米跨声速风洞张线试验段以定迎角连续变侧滑角的试验方式进行了试验,并在 2.4 米跨声速风洞全模试验段采用传统的双转轴支撑方式以定侧滑角连续变迎角的方式进行了对比试验,同时采用直尾撑进行了纵向试验结果对比。

2 试验设备

2.1 风洞

0.6 米跨声速风洞(FL-21)是一座半回流暂冲式亚、跨、超三声速风洞,试验段横截面 $0.6\text{m}\times 0.6\text{m}$ 的正方形,试验段长 1775mm,上下壁板可以更换,左右壁板固定;超声速试验时四壁为实壁,亚跨声速试验时左右为实壁,上下壁板为开有 60° 斜孔的开孔壁,试验段模型区开孔率可在 2.4%~7.6%范围变化,风洞配有 8 副固壁二元喷管,试验 M 数范围为 0.4~3.5。

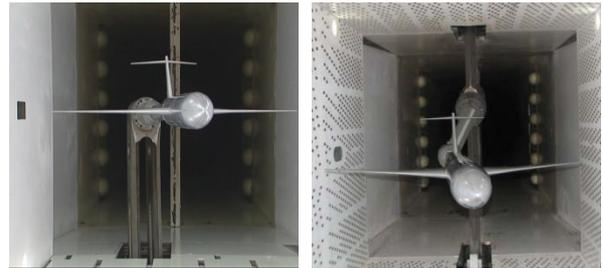
2.4 米跨声速风洞是一座试验段尺寸为 $2.4\text{m}\times 2.4\text{m}$ 的引射式、半回流、暂冲式跨声速增压风洞。M 数范围 0.30~1.20,总压范围 $(1.1\sim 4.5)\times 105\text{Pa}$,该风洞现有三个试验段,全模试验段、半模试验段和张线试验段。试验段横截面尺寸均为 2.4 米 \times 2.4 米,全模试验段四壁均为带消声隔片的 60 度斜孔壁,其开闭比为 4.2%。

2.2 模型

对比试验采用缩比为 1:22 的 Ty-154 的模型,由机头、整体加工的机身中段与机翼、机身尾段、立尾以及高平尾组成的全金属结构模型。图 6 给出了模型在 2.4 米跨声速风洞中试验段的安装照片。其中,图 6(a)是采用迎角侧滑角组合支撑系统安装在张线试验段的模型照片,图 6(b)是采用双转轴支撑方式安装在全模试验段的模型相片。试验采用固定转捩的方式进行,该转捩圆柱用聚酯填充物(polyester filler)制成,转捩圆柱的直径 1mm,高 0.1mm,圆柱与圆柱的间距 2mm。转捩圆柱位置分别为:机翼、平尾和立尾均在 7%弦线处,机身距头部距离 195.5mm 处。零迎角时,模型在 2.4 米跨声速风洞中的堵塞度约为 0.529%。模型参考面积 $S=0.3848\text{m}^2$,平均气动弦长 $bA=0.25\text{m}$,翼展 $L=1.70682\text{m}$,机身长为 1.95963m。

2.3 天平与测试仪器

试验采用新研制的尾支撑 4N6-80A 天平 [2],作为连续变侧滑试验所用,天平的量程和静校误差见表 1。采用美国 Setra 公司 207 型压力传感器各 2 个测量风洞前室总压、试验段静压,量程 0~30psia,精度 0.03%;采用 VXI 系统将天平及压力传感器的输出信号采样、放大及模数转换,然后传输到微机进行数据处理并输出最终结果。试验中,在微机上使用可视化软件进行试验数据现场曲线显示。



(a) 张线试验段

(b) 全模试验段

图6 安装在 2.4 米跨声速风洞的 Ty154 标模

表 1 4N6-80A 天平的量程和静校误差

单元						
(N/Nm)	Y	Mz	X	Z	Mx	My
量程	160	120		480		
测量不确定度	0.3	0.3	0.3	0.3	0.3	0.3
扩展不确定度	0.9	0.9	0.3	0.9	0.9	0.9

3 试验结果与讨论

表 2 给出了 $M=0.74$ 、预偏名义迎角 $\alpha_M=4^\circ$ 时，迎角侧滑角组合支撑系统横向重复性精度结果。结果显示，在 $-4^\circ \leq \beta \leq 4^\circ$ 范围内，横向气动力系数 C_Y 、 C_n 、 C_l 精度均满足国军标合格指标要求，部分角度达到国军标先进指标[3]。在该预偏迎角下， $\beta=0^\circ$ 时纵向气动力系数的精度依次为 $\sigma_{CL}=0.0014$ 、 $\sigma_{CD}=0.00008$ 、 $\sigma_{Cm}=0.00039$ ，均满足国军标合格指标要求，其中阻力系数精度达到国军标先进指标。

图 7 给出了 2.4 米跨声速风洞 $M=0.74$ 不同支撑系统横向试验结果。其中，“Traditional support”采用 2.4 米风洞 2 号双转轴+全弯刀在全模试验进行，“Versatile support”采用迎角侧滑角组合支撑系统(直尾撑+半弯刀)在张线试验段进行。结果显示，当预偏名义迎角 $\alpha_M=0^\circ$ 、 4° 、 8° 时，“Traditional support”和“Versatile support”两种试验方式的 $C_Y \sim \beta$ 曲线、 $C_n \sim \beta$ 曲线吻合较好， $C_l \sim \beta$ 曲线在 $\alpha_M=0^\circ$ 、 4° 时斜率基本一致，略有平移，后者 $C_l \sim \beta$ 曲线过零较好。当 $\alpha_M=8^\circ$ 时， $C_l \sim \beta$ 曲线相差较大，从曲线形态上来看，迎角侧滑角组合支撑系统试验结果线性度更好。传统支撑方式为获得飞行器随侧滑角变化的横向气动特性需多次更换试验姿态角，很难保证模型在每个侧滑角下安装状态完全一致。迎角侧滑角组合支撑系统则可以在一个吹风车次获得飞行器的横向试验曲线，而不需要额外更换模型条件。这既减小了模型安装误差又提高了试验效率。表 3 给出了两种支撑方式在 $-2^\circ \leq \beta_M \leq 2^\circ$ 范围内通过最小二乘法拟合求得的横向气动导系数。

结果表明，两种试验方式试验结果横航向静稳定性吻合良好。

表 2 迎角侧滑角组合支撑系统横向重复性精度

$\beta(^{\circ})$	σ_{C_Y}	σ_{C_l}	σ_{C_n}
-4	0.0006 9	0.0000 8	0.0001 2
-2	0.0007 8	0.0001 3	0.0001 0
0	0.0005 2	0.0000 8	0.0000 8
1	0.0007 6	0.0001 7	0.0001 1
2	0.0008 0	0.0001 5	0.0001 2
4	0.0007 1	0.0001 9	0.0000 9

表 3 不同支撑方式横向气动导系数比较

拟合区间- $2^\circ \leq \beta_M \leq 2^\circ$	传统支撑方 式(2号双转 轴)	迎角侧滑 角组合支 撑	差量	
C_n^β	$\alpha_m=0^\circ$	0.00193	0.00192	0.00001
	$\alpha_m=4^\circ$	0.00151	0.00152	- 0.00001
	$\alpha_m=8^\circ$	0.00159	0.00164	-5E-05
C_Y^β	$\alpha_m=0^\circ$	-0.0112	-0.01145	0.00025
	$\alpha_m=4^\circ$	-0.01067	-0.01075	8E-05
	$\alpha_m=8^\circ$	-0.01213	-0.01215	2E-05
C_l^β	$\alpha_m=0^\circ$	-0.00126	-0.00122	-4E-05
	$\alpha_m=4^\circ$	-0.00294	-0.00308	0.00014
	$\alpha_m=8^\circ$	-0.00332	-0.00337	5E-05

图 8 给出了两种支撑方式 $M=0.74$ 的纵向试验结果曲线。 $CL \sim \alpha$ 和 $CL \sim CD$ 曲线在小迎角范围内重合较好， $CL \sim Cm$ 曲线在小迎角范围内的小幅差异可能由支撑干扰引起。另外，由于模型缩比较大，两种试验段洞壁干扰的差异也是一个不可忽略的因素。其中，“Traditional support”采用 2.4 米风洞直尾撑+全弯刀在全模试验段进行，“Versatile support”采用直尾撑+半弯刀在张线试验段进行。

表 4 不同支撑方式纵向气动导系数比较

拟合区间- $2^\circ \leq \alpha_M \leq 3^\circ$	传统支撑(直尾 撑)	迎角侧滑角组合 支撑
CL^α	0.1048	0.1067
C_m^{CL}	-0.2024	-0.2082

C_{D0}	0.01371	0.01376
α_0	0.142°	0.124°

4 结 论

(1) 2.4 米跨声速风洞迎角侧滑角组合支撑系统的研制是成功的。在国内大型高速风洞中首次实现了工程实用的定迎角连续变侧滑角的试验方式。

(2) 采用 2.4 米跨声速风洞迎角侧滑角组合支撑系统的纵、横向气动力系数重复性试验精度均满足国军标合格指标要求，部分达到先进指标，试验数据与传统支撑方式的相关性较好。

(3) 该迎角侧滑角组合支撑系统提高了风洞试验效率，保证了试验精度。可以在一个吹风

车次得到飞行器的横向试验曲线，而不需要在每个侧滑角状态下都更换模型条件，减小或避免了模型安装误差。

(4) 该支撑系统的迎角机构运动平面始终与模型的纵对称平面重合，模型迎角和侧滑角相互独立，与飞行器实际飞行姿态角的变化规律一致。

参考文献

- 1 胡向鹏. FL-21 风洞测控处系统改造后的亚跨声速流场校测试验报告. CARD, 2003. 09
- 2 彭超, 史玉杰. 4N6-80A 天平研制报告. CARD-2, 2011. 05
- 3 中国军用标准. 高速风洞和低速风洞测力实验精度指标. 国防科学技术工业委员会, 1992. 03

Investigation on the Versatile Support System for Experimental Technique in Wind Tunnel

CHEN Dehua^{1,2}, LIU Dawei^{1,2}, YIN Luping², SHI Jianyuan², PENG Chao², RAO Zhenzhou²
 (1 State Key Laboratory of Aerodynamics, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)
 (2 High Speed Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract A test technique research for versatile support system was conducted in the 2.4 meter transonic wind tunnel. Wind tunnel test applying this system could be implemented in a manner continuously changing sideslip angle at a constant attack angle besides continuously changing attack angle at a constant sideslip angle. Introductory investigation on versatile support system was conducted in 0.6 meter transonic wind tunnel. Test applying the versatile support system in comparison with traditional system was conducted in the 2.4 meter transonic wind tunnel. Results indicated that the correlation of test data obtained with two different support systems was good, and the design of versatile support system was successful.

Key words transonic wind tunnel, versatile system, test technique

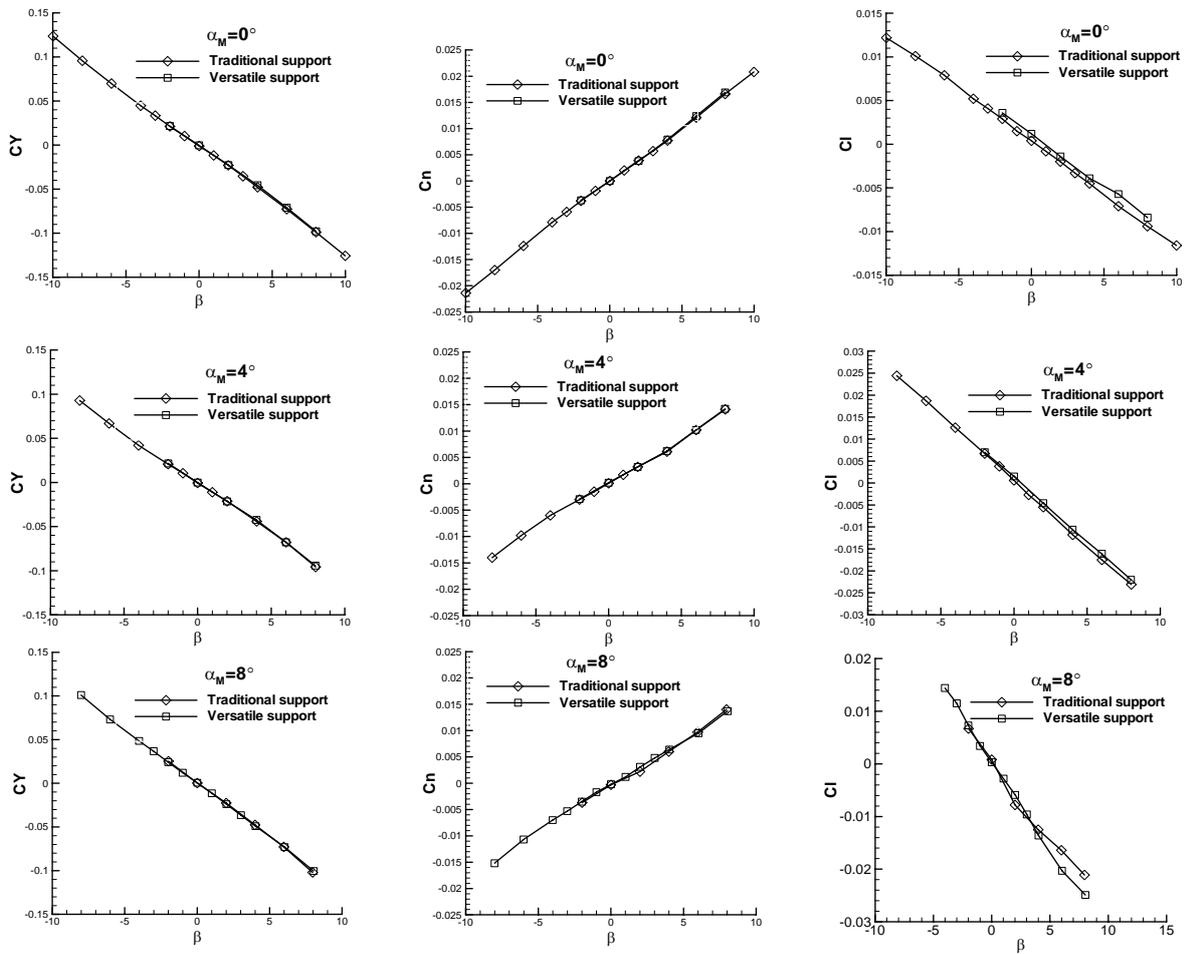


图7 不同支撑系统横向试验结果比较

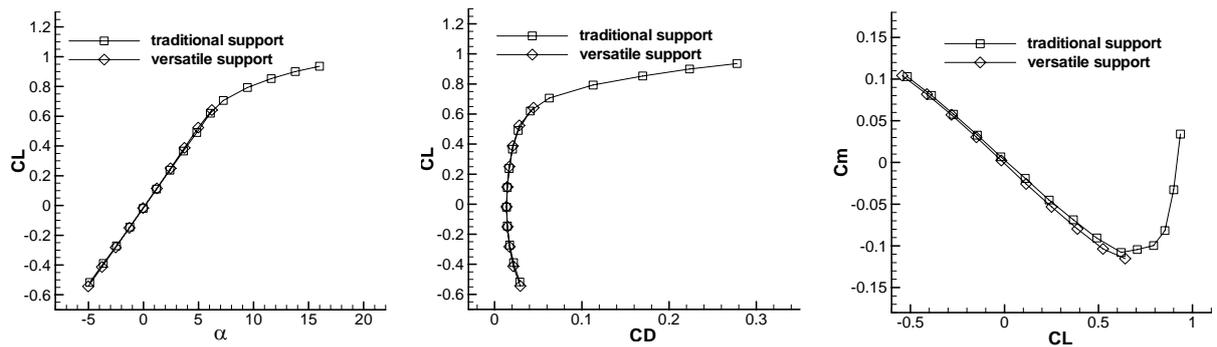


图8 不同支撑系统纵向试验结果比较