

第九届全国风洞试验会议论文集

(下 册)

南京航空学院空气动力学研究所

一九九二年八月

1.2 米高速风洞外挂物可控轨迹试验 技术研究的新进展

王 发 祥

(中国空气动力研究与发展中心高速所)

摘 要

本文介绍了在气动中心1.2米跨超声速风洞中, 外挂物可控轨迹试验技术研究的新进展情况。文中着重介绍了旨在提高跨声速试验的马赫数、系统对轨迹的模拟能力、工作的可靠性以及软件功能等, 而在其机械系统、控制系统、轨迹生成应用软件、外挂物定位技术和试验方法等方面的改进、发展情况。此外, 还简要介绍了该技术的应用情况和轨迹试验的一些典型结果及其精准度情况。

主题词: 风洞试验技术 外挂物分离 轨迹测量 捕获试验

引言

外挂物可控轨迹试验技术是研究飞机/外挂物相容性的一种先进而有效的风洞试验技术,利用该技术可获得外挂物(导弹、炸弹、副油箱等)由飞机上分离(发射/投放)的轨迹及其分离过程中的气动特性。

气动中心高速所在1.2米跨超声速风洞中开展的此项技术研究,自1988年5月取得了初步成功以来,对整个轨迹试验的系统(包括硬件和软件系统)及其试验技术作了进一步的改进和发展,并在地面和风洞中对系统作了进一步的调试和吹风试验,旨在进一步提高系统的模拟能力、工作的可靠性、试验精确度以及软件功能等。同时,还用J8II飞机模型及其所带PL-4导弹模型作为“标模”,在M数为0.6至0.9及1.5、飞机迎角为 1° 至 5° 的广泛范围内,进行了导弹发射轨迹的对比试验,取得了较为满意的结果。风洞试验的最大M数,在亚跨声速范围已延伸到接近1.1,且通过改变风洞第一喉道截面的方法,使风洞M数达到1.2。此外,成功进行了M数为1.5时的轨迹引导性试验,使该系统还具备了供作超声速试验的能力(原设计只限于亚跨声速)。

在取得这些新的成绩和成功的基础上,又成功地进行两个型号外挂物的分离轨迹试验以及外挂物在母机下方各网格点上的气动载荷测量,为型号单位提供了急需的风洞试验结果。

本文的目的,主要是要介绍下有关该系统及其试验技术在改进、发展及其应用方面的一些情况,此外,介绍若干典型试验结果及其精准度情况,有关系统及其试验技术方面的较详细介绍可参见资料[1]和[2]。

1 机械系统上的改进和发展

轨迹试验所用机械系统除了风洞设备外,主要包括一个支撑和运动外挂物模型的六自由度机构及一个支撑母机模型的支承装置。

六自由度机构是一个可向外挂物提供六个运动自由度(三个旋转和三

个直线移动)的机电一体化装置(见图1)。该机构在设计时,由于高的承载能力要求而带来在刚度和强度考虑上的过于保守,以及个别部件在机构上的位置安排不够合理等原因,导致机构在风洞超扩段中的堵塞度过大,因此在初期用于风洞试验时,使风洞最大跨声速试验M数甚至不能超过0.9。为解决此问题,我们从两个方面着手:一个方面是直接减小机构在超扩段中的最大横截面积,如将个别位于机构最大横截面处且具有稍大尺寸的部件(堵塞度约占1%),后移位于机构最大截面之后;另一方面使气流绕机构的流动尽量通畅,减小分离,如拆除位于机构边上的一些辅助件,使其位于洞体外或挪动到合适的位置上等。这些改进措施见效,它不仅使风洞试验M数跨过1.0到接近1.1,而且使达到同样M数所需风洞前室总压显著下降(最大约降了 30×10^3 帕)。显然,若在机构上再进一步采取类似上述的改进措施(尚有余地),跨声速试验的M数还可能进一步提高,这有待今后进行。

此外,为增大各类外持物分离时机构对母机模型和风洞的相容性,研制了一系列具有不同长度和偏心量的滚转弯尾杆以及偏置接头(见图2),便于试验时根据各类外挂物分离的特点,选用装于机构装置头的头部。

母机模型的支撑装置是一单臂弯刀式支架装置(见图1)。它与六自由度机构是一个相互独立而又相互协调的两个系统。由于其侧向刚性相应双臂支撑式支架的刚性要稍弱些,因此初期试验时发现,它使母机模型在气动载荷作用下出现抖动现象。为此,我们采取了一系列增加其刚性的措施,诸如在支架导轨与风洞迎角机构滑块间加预紧螺栓和在支架两侧安装侧向顶紧装置等。这些措施经试验表明有效,达到了消除模型产生抖动的现象。此外,为使母机支架在变迎角时能与六自由度机构间有很好的相容性,在支架前端安装了带有一定下偏角的接头,效果很好。

2 增大机构控制可靠性上的努力

六自由度机构的控制系统,是可控轨迹系统中另一个较为复杂的部

分。初期试验表明,其设计是基本成功的,但有时对机构的控制不够可靠,有不正常或失控现象出现。原因主要是系统中的接插件和连接导线较多,在安排上不够合理以及抗干扰的措施还不很强力,而导致电气干扰的存在所致。针对这些问题,在导线的走线技术及电气件间的屏蔽上作些改进,一方面理顺并尽可能分开好各种具有不同电压值或强、弱电的导线,另一方面加强接地和采取各种强力屏蔽措施以及在位置环板与驱动装置间采用光耦隔离技术等。这些改进措施在以后的试验中见效,使各种电气干扰基本消除,控制系统的工作稳定、可靠。

3 轨迹生成应用软件上的补充和发展

可控轨迹系统应用软件甚多,主要包括轨迹试验过程中风洞状态控制程序、六自由度机构的控制及其与主机(HP-1000)的接口程序、输入程序、轨迹生成程序、输出程序、自由流中外挂物网格测力程序以及数据文件I/O程序、轨迹作图、实时模拟显示程序和系统工作校核、安全防护条件编程等。这些软件在试验的实践中逐渐得以改进、完善和发展。本节主要介绍轨迹生成技术方面的一些新进展。

3.1 轨迹计算的起步和推进

在轨迹生成技术上,关键的一个问题是轨迹计算的起步和推进方法问题,也即当具有初始条件(如外挂物的初始位置、速度和所测气动载荷等)后,如何按预估步长求解微分方程而获得轨迹上头几点的结果(速度、加速度、位置等),以及如何将微分方程的求解推进至轨迹上其它各点,以至获得预定飞行时间里的整个轨迹。

在这方面,我们在软件上目前已发展具有两种计算程序:一种是用二阶Runge-Kutta 算法起步,而按二阶Adams 显式算法作推进求解;另一种是用四阶Runge-Kutta 算法作起步,而按四阶Adams-Moulton 算法作推进求解。其中,前种算法较简便易行,精度尚好,求解时只要先用Runge-Kutta 算法起步,按预估步长求出轨迹上的第二点,然后即

可转至用 Adams 算法作推进求解其它轨迹点；后种算法求解精度相应比前者高点，但求解时，它需先用四阶 Runge-Kutta 算法起步，求出初始条件之外的开头三步的值（速度、加速度等），而且每个积分步，要求作四次轨迹方程计算，在取得这几步的值后，才能转至用 Adams-Moulton 算法作推进求解，而 Adams-Moulton 算法是个预报-校正算法，它对每一积分步长，要求作两次轨迹计算，因此程序编制难度大些，所需计算时间相应前种算法稍增长，因而轨迹试验的时间也相应稍增长。

以上两种求解轨迹的算法，在国外轨迹试验中均见使用，表明可行。对第一种算法（本文称轨迹算法 I），本研究几期试验中均有使用，而对第二种算法（称轨迹算法 II），本研究后来在程序上也作了补充。试验时可根据各类外挂物分离的特点，任选一种算法求解轨迹。图 3 给出了用该两种算法求解（外挂物气动系数取自资料 [3]）出的一导弹分离的轨迹结果。由图可看出，按轨迹算法 I 求出的轨迹结果，与法国风洞试验的结果比较，基本上还是一致的，仅个别自由度（如 Z 向和 θ 向）的位移值在 $t > 0.25$ 秒后，相应法国结果有个小的差异（相差 2%~5%），而用轨迹算法 II 求出的结果，精度比算法 I 略有提高，与法国结果间的吻合程度更好些。

3.2 定预估步长与变预估步长推进

轨迹求解中，定或变预估步长意指轨迹点数据采集循环的时间间隔固定不变或变。采用定预估步长推进时，为保证轨迹的精度，其步长一般取较小，因此产生一条轨迹所需风洞吹风的时间要稍长些。采用变预估步长推进时，对每一数据采集周期，用多步通过积分模块，允许根据外挂物气动系数变化的情况，合理调整预估步长，在气动系数变化不急剧或光滑的区域，步长取大些，而在气动系数变化大的区域，则步长取小些。这样，与具有固定小步长推进情况相比，采用变预估步长推进，可减小产生一条轨迹所需的风洞吹风时间和提高轨迹求解的精度。

图4给出了固定和变预估步长试验所测轨迹结果的比较。其中，变步长试验的轨迹点间隔时间在0.004秒至0.016秒间变化，而固定预估步长为0.005秒。结果比较表明，变与不变步长试验的结果，除个别自由度结果外，差异均较小，而吹风的时间却大致缩短20%左右。

4 外挂物初始位置定位技术

轨迹试验时，外挂物相对飞机挂架初始位置的准确定位，对于轨迹测量的准度是个很重要的因素。初始零位定位上的难度，主要反映在当风洞流场建立后，外挂物从原离母机一个安全距离（防止风洞启动时两者相撞，在法向所拉开的距离）处，能否准确返回到相对挂架的一个既定法向距离（一般相距在1mm内）上，而又不与挂架相碰。

为了准确定位外挂物的初始位置，本研究曾采用过三种方法：一种是金属触点法，即在挂架上安装金属小棒作为触点（小棒凸出挂架的高度，即为外挂物相对挂架的初始位置），使挂架和外挂物接触时电路闭合产生电信号（灯亮），以表明外挂物到位；第二种方法是光电信号法，即在挂架内埋设光电传感元件，当外挂物靠近挂架到既定距离时，光电作用产生电信号指示外挂物到位；第三种方法是计算机控制加显示器显示，即外挂物到位由六自由度机构的驱动控制箱和计算机来控制，并由驱动控制箱面板上的数字（5位）显示器来精确地显示。其中方法1，美国60年代轨迹试验时使用过^[4]，我们在第一、二期试验（1988年和1989年）时也使用过，虽有效，但缺点是一方面当外挂物与飞机模型挂架接触时，外挂物载荷上增加了一个挂架对外挂物的反作用力，另一方面易诱使外挂物在初始位置上产生振动；方法2，美国和法国等国在60年代后均采用过，我们在第二期试验（1989年）时采用过，效果比方法1好，但光电元件安装及电信号调试均较麻烦，有时准确性欠够；方法3，我们在第三期试验（1990年）时采用，效果好，可靠性和准度高，法向距离误差不超过0.01mm。

5 提高跨声速试验M数的新方法研究

为了提高试验段的跨声速 M 数，我们以前采用的方法主要是一方面增大前室总压，另一方面减小机构在超扩段的堵塞度，以增大气流通过风洞第二喉道的净通面积，但由于机构的现状，这方面的余地已很少，较难进一步达到提高试验段跨声速 M 数的目的。为此，本研究采用减小风洞第一喉道截面（用超声速柔壁喷管）的办法来达到此种目的。此法与资料 [5] 中介绍的在法国S2风洞中产生 M 数大于1的跨声速流的方法类似。经试验表明，在前室总压采用与不改变喉道截面（即用音速喷管）产生 M 数为1.0的气流所用总压值相当的情况下，试验段的 M 数即达到1.2，说明这是一种很有希望的方法。当然，为获得均匀的跨声速气流，还需对喷管喉道后的柔壁型面作适量调整，这有待今后进一步试验。

6 典型试验结果及其精准度

图4和图5分别给出了本风洞所测PL-4导弹在 M 数为0.6、飞机迎角为 3° 和 M 数为0.9、飞机迎角为 1° 时（飞行高度均为1Km，法向过载因子均为1时），由J8II机上发射后的飞行轨迹。图中也给出了该导弹在法国6英尺高速风洞中试验的结果^[3]。图6给出了该导弹的分离轨迹模拟图（文中仅以侧视图为例给出）。

由图4和图5可看出，本风洞所测轨迹结果，在趋势与量值上与法国风洞结果均基本一致，尤其 $M=0.6$ 、 $\alpha=3^\circ$ 时的结果与法国结果吻合很好，仅个别自由度在0.25秒后，两者间稍有点差异，说明本风洞轨迹试验结果的准度是好的。此外，图5中还给出了本风洞前后两次吹风所测轨迹的重复情况，由图可看出，除滚转角的测量因该导弹是一枚滚转惯性矩较小的导弹，其滚转力矩不易测准^[3]，因而不重复量稍大点（达 1.5° ，法国结果达 $3^\circ \sim 5^\circ$ 左右）外，其余各自由度的不重复量均很小，说明本风洞所测轨迹结果的重复性是良好的。

轨迹测量的准度取决于多个环节，它包括机构运行、气动载荷测量、计算和修正、流场不均匀以及模型加工、安装、定位等方面的不准度影响

在内。对于本系统及其试验技术来说，除个别因素外，其准确度是好的。个别因素可能主要是气动载荷测量的准确性还不够高，以及母机模型的实际迎角中未对母机模型在载荷作用下产生的弹性变形角进行测量和修正，因而给轨迹计算带来一定的误差所致。这些不足之处，有待今后进一步解决。

7 主要结论

(1) 减小六自由度机构在风洞中的最大堵塞度和改善气流绕机构流动的通畅性，使风洞跨声速试验 M 数提高至接近1.1，而减小风洞第一喉道的截面积，不仅使风洞的 M 数可达到1.1至1.2，而且使所需前室总压显著下降。

(2) 增大机构控制可靠性上的努力，导致系统工作的可靠性良好。

(3) 外挂物定位技术和轨迹求解方法的改进，进一步提高了轨迹试验的精确度。

(4) 对分离轨迹模拟的能力已进一步提高，其机械系统和软件系统显著增强了对进行外挂物各类分离轨迹试验的适应性。

(5) 为更好响应外挂物/飞机相容性研究将提出的对分离轨迹测量的各种要求，无疑还需进一步发展、完善和深化整个试验技术。

最后应提及的是，本项技术研究是在该课题研究小组人员以及协作单位人员的共同努力下完成的，在多年的研究中，它得到了各方领导的关心和各方面人员的大力支持和配合，谨表感谢。

参考资料

- [1] 王发祥等: 1.2米跨超声速风洞中的外挂物可控轨迹试验技术研究
CARD-2, (第八届全国风洞试验技术会议论文), 1989.9,
- [2] 王发祥: FL-24风洞外挂物可控轨迹试验技术研究总结报告
CARD-2 1990.12
- [3] L.Martin: Force measurements and captive trajectory
test on aircraft-carried missile (scale=1/16).
ONERA 92320 chatillon Test Report n° 1/8307 GY Nov.
1986
- [4] S.B. Moore: wind-tunnel system and techniques for aircraft
/store compatibility studies.
Journal of Aircraft Vol.8, No.12.Dec.1971
- [5] Jean Laverre et Francois Chappin: La Soufflerie S2MA du
Centre D'ESSais aerodynamiques de Modan-Avrieux.
ONERA NT 1983-5
(法国莫当-阿弗里厄气动力试验中心的S2MA风洞 CARD-
2, 84-111 陈勤学译 1984.10)

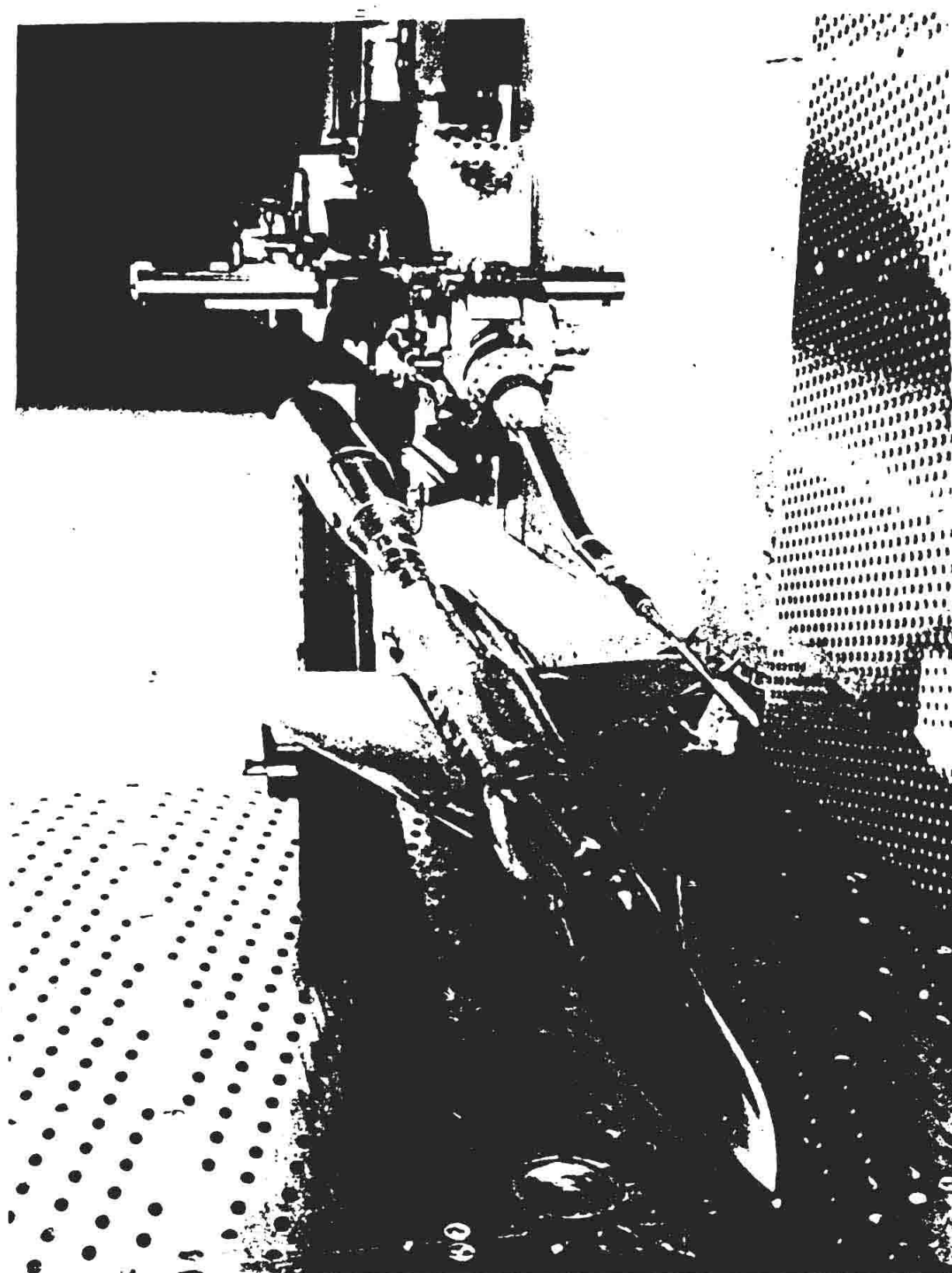
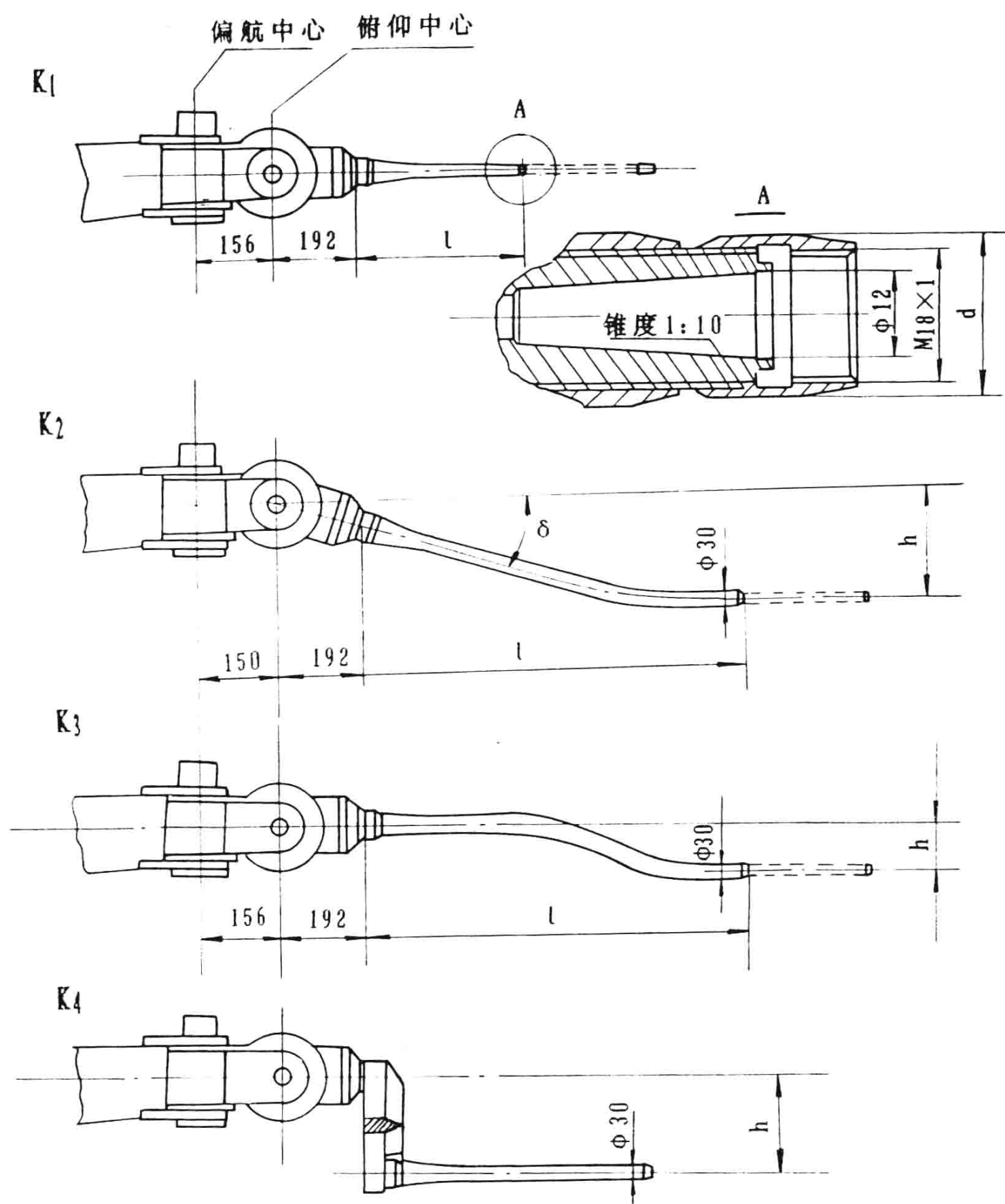
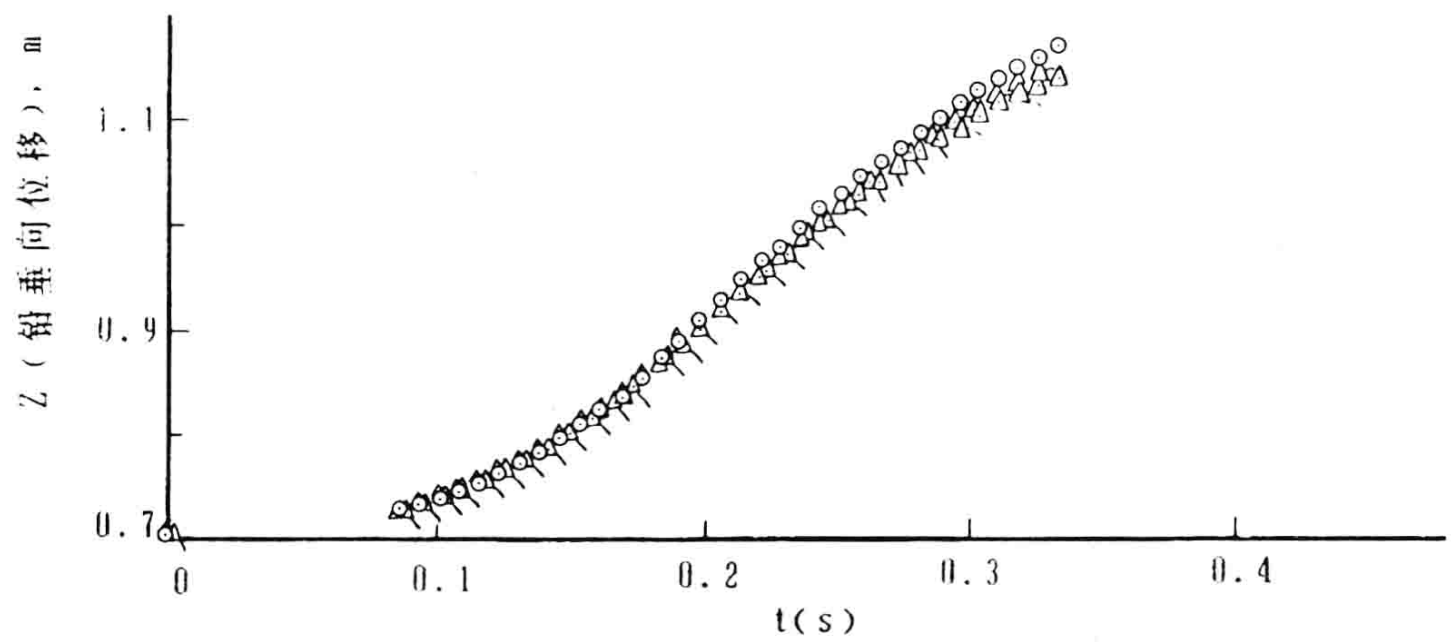
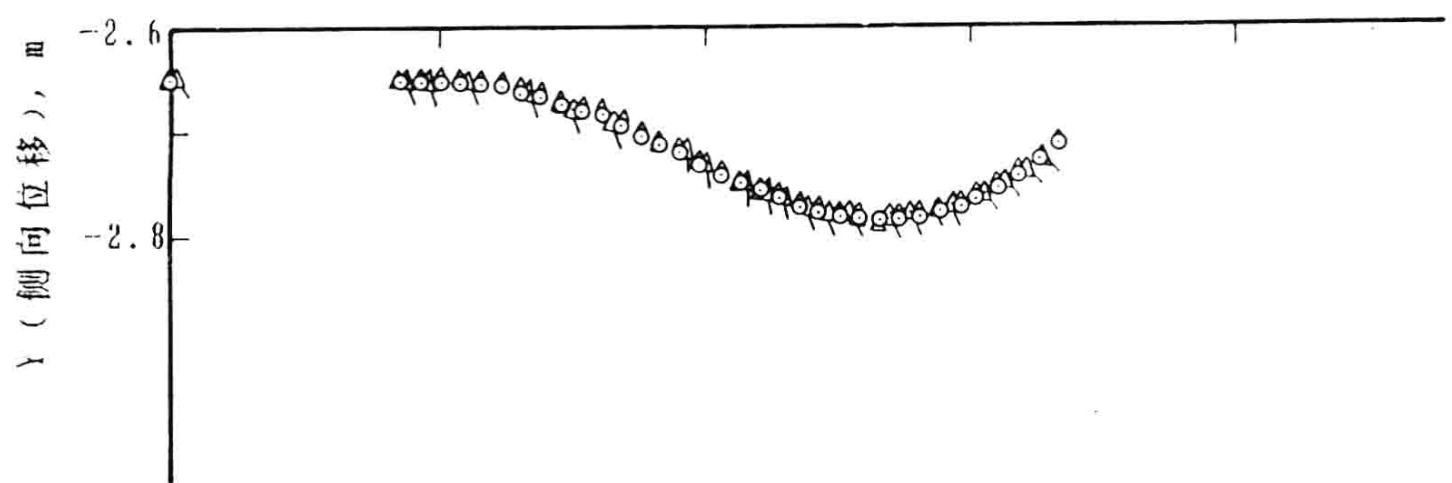
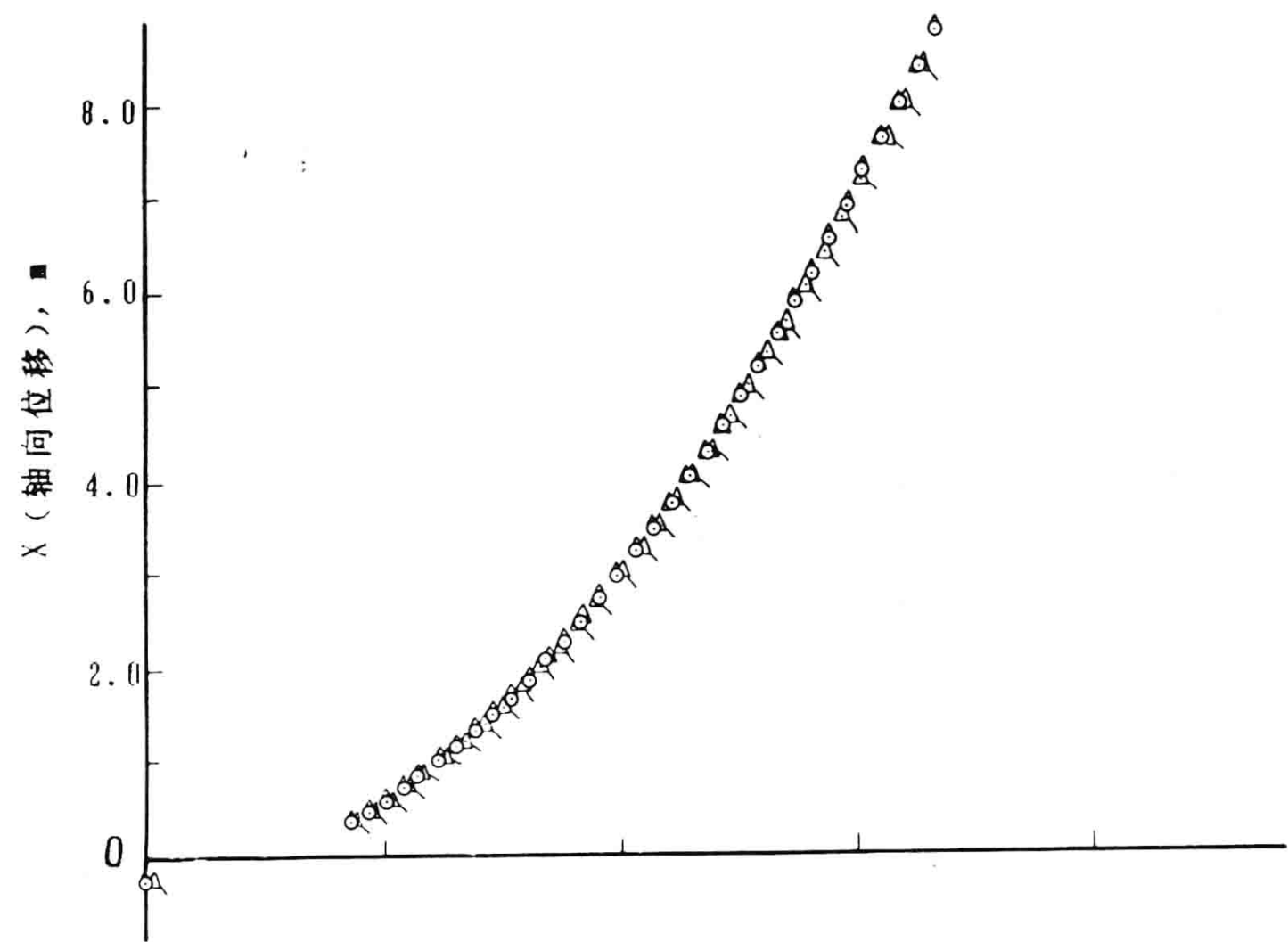


图1 安装在风洞中的六自由度机构、支架和模型



编号	名称	h(mm)	l(mm)	δ	d(mm)	备注
K ₁	滚转直尾杆	0	310	0°	$\phi 23$	已研制
K ₂	偏置滚转弯尾杆	75	310	10° 49' 16"	$\phi 23$	已研制
		100	310	16° 21' 33"	$\phi 23$	已研制
		150	500	15° 44' 40"	$\phi 23$	已研制
K ₃	偏置平行滚转弯尾杆	25	500	0°	$\phi 23$	已研制
		25	400	0°	$\phi 23$	已研制
		300	426	0°	$\phi 23$	待加工
K ₄	偏置连接头	100				已研制
		200				已研制

图2 装置尾支杆和偏置接头的外形和有关尺寸



(a)

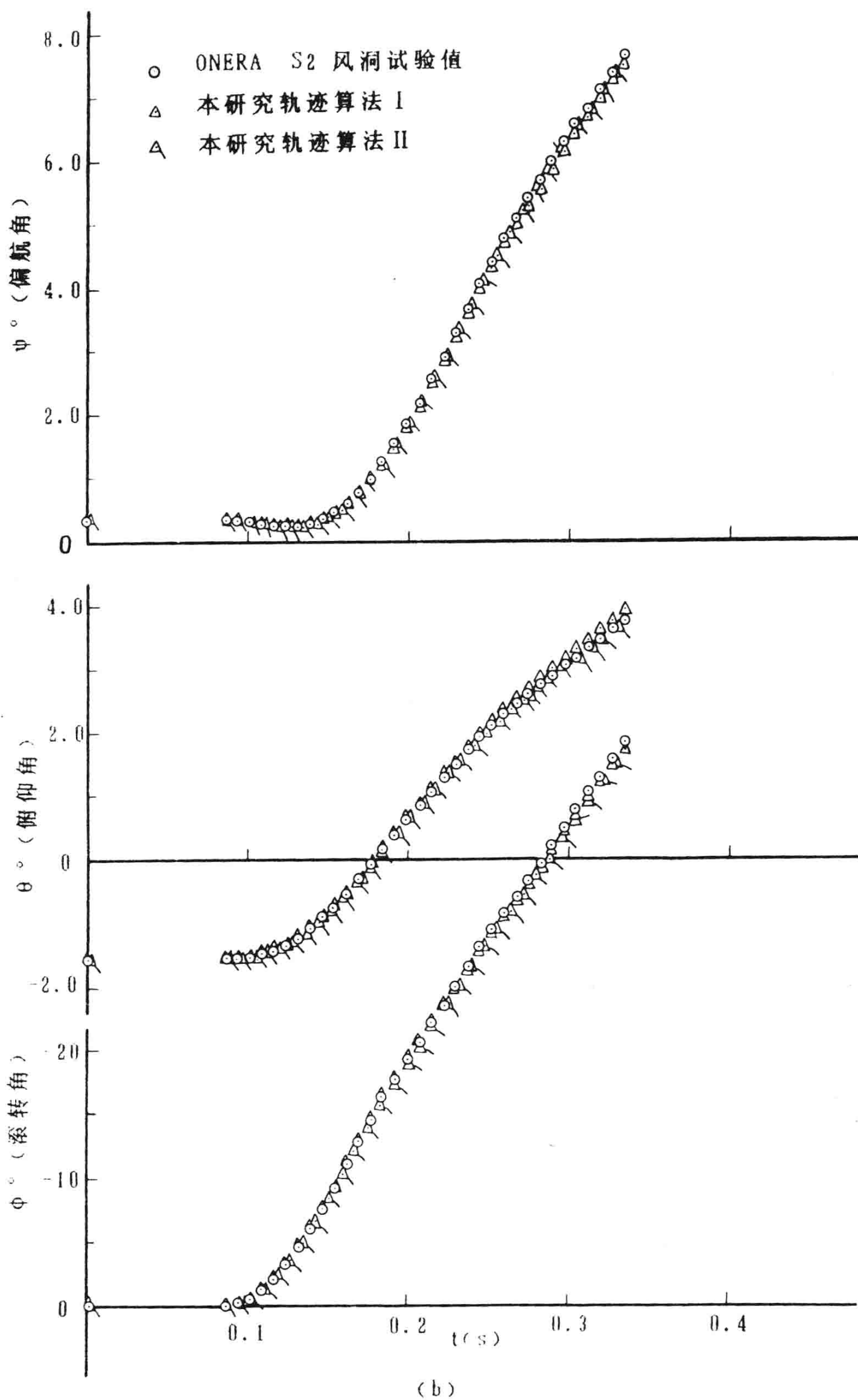


图3 本研究轨迹生成程序计算出的轨迹与国外风洞试验值的比较

J8 II 机—PL4 导弹 $M=0.9$ $H=5\text{km}$ $N_z=2.5$ $\alpha=5.04^\circ$ $\beta=0^\circ$

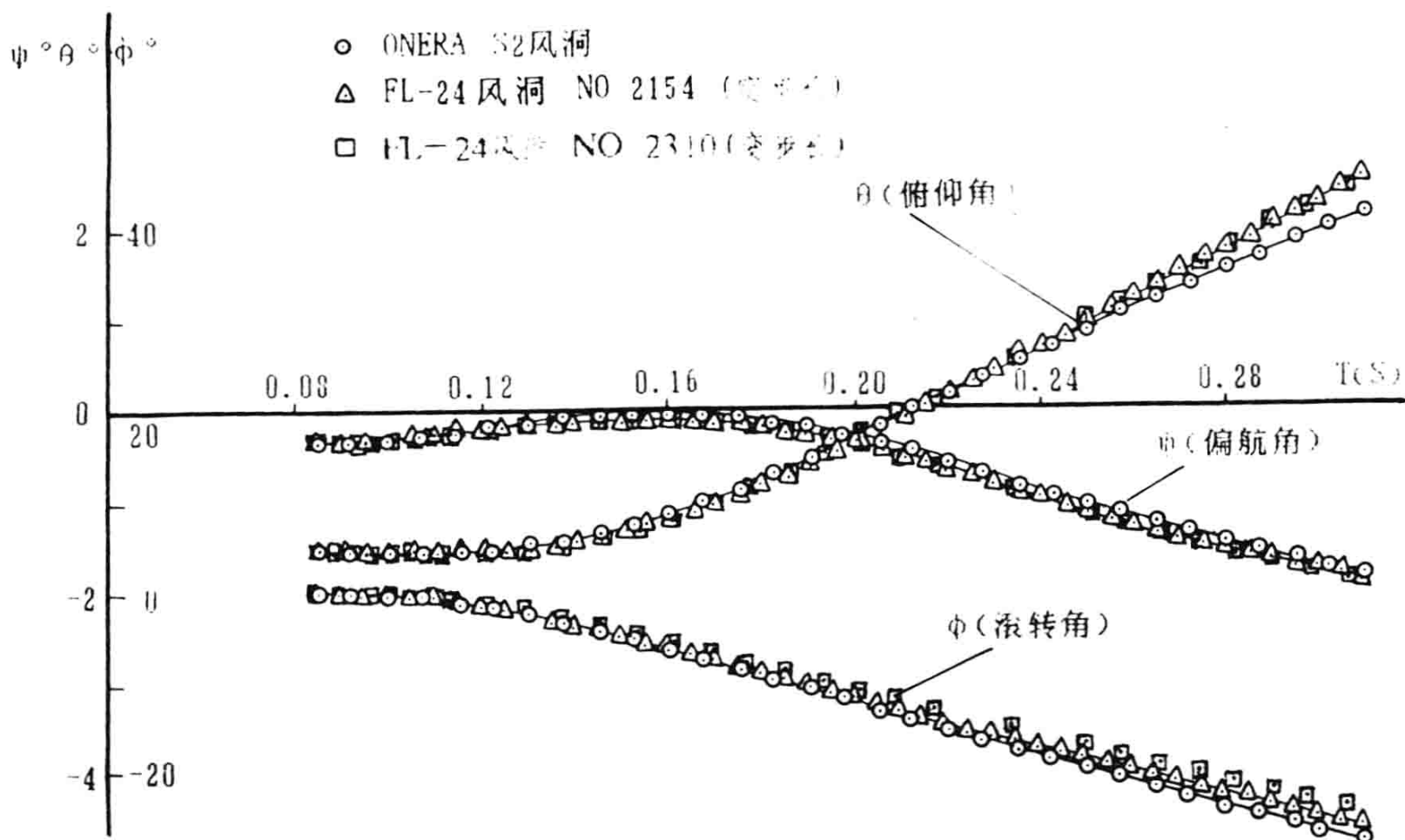
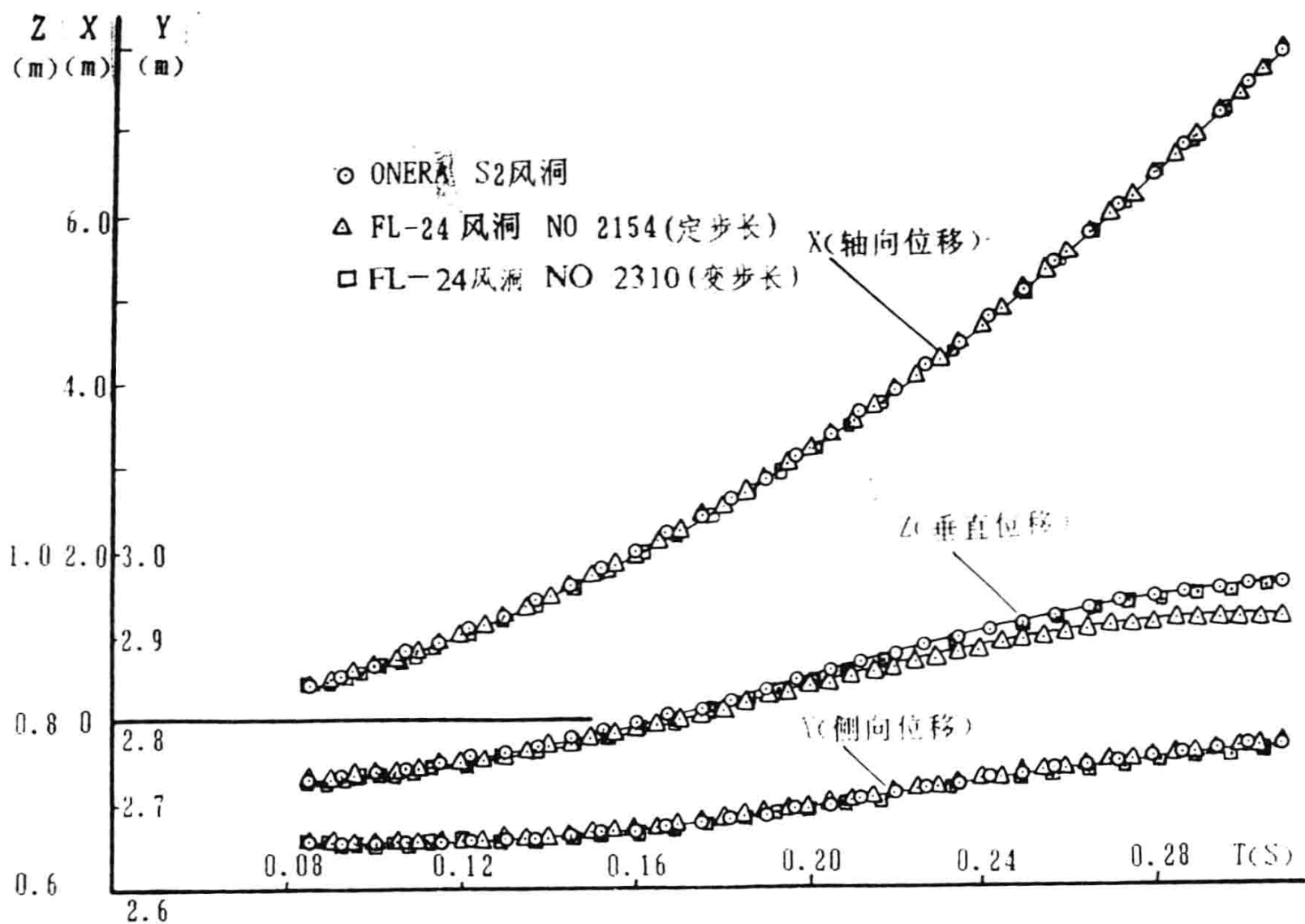
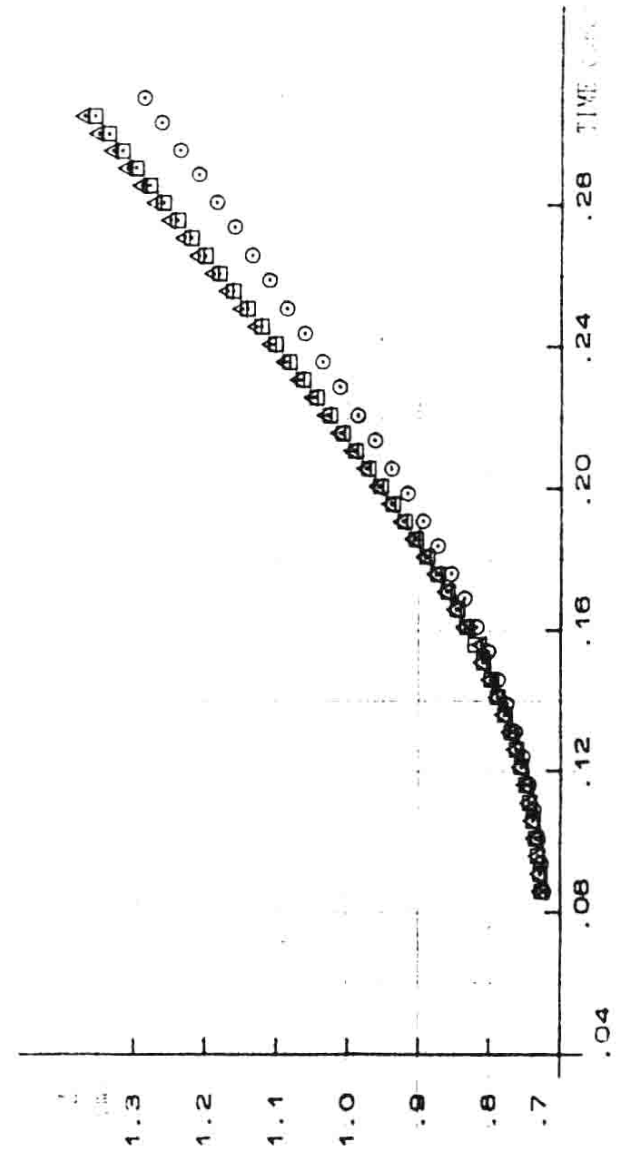
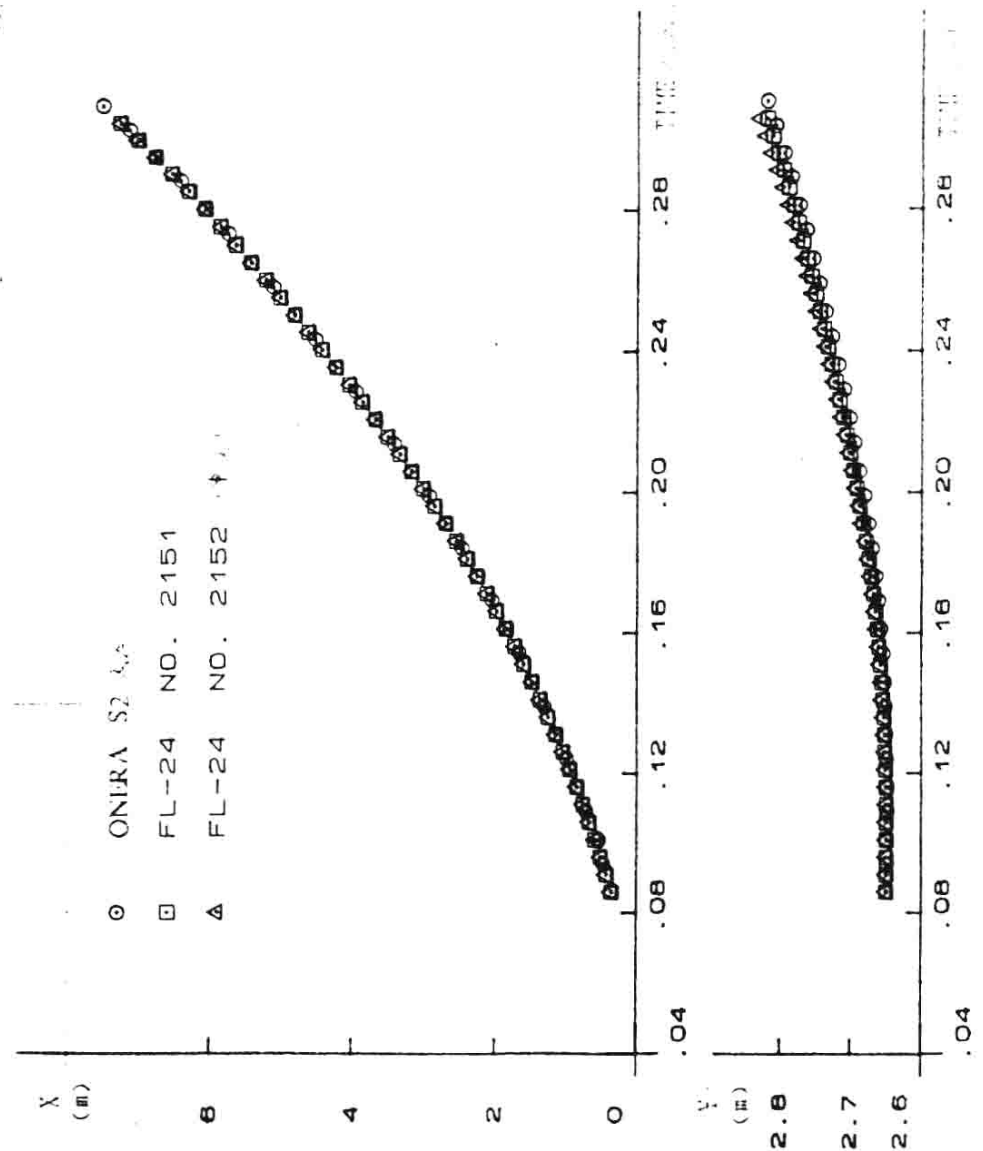
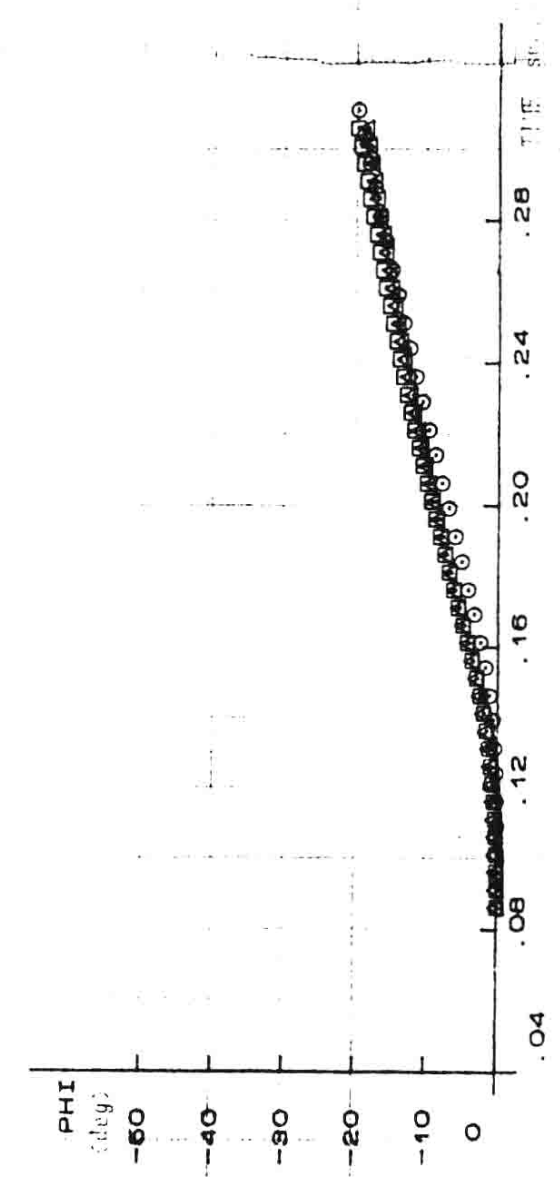
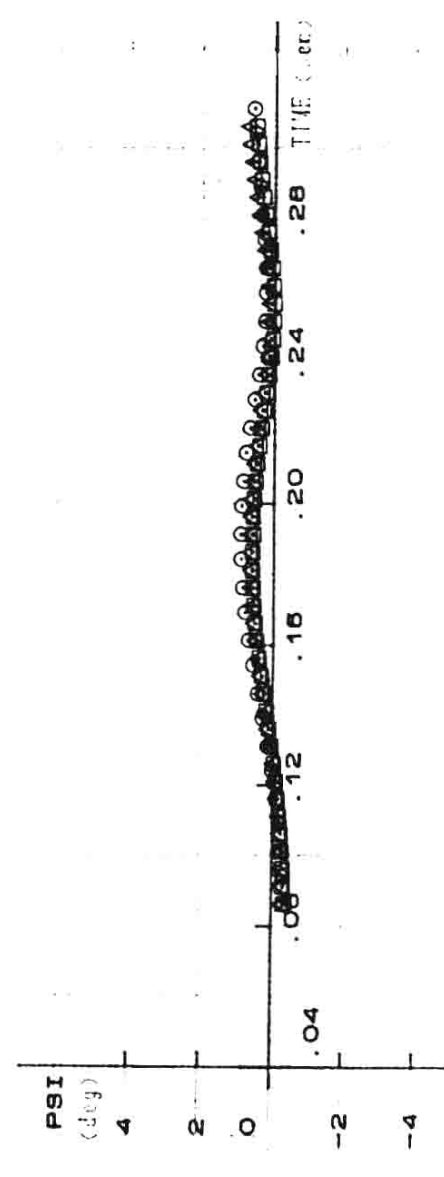
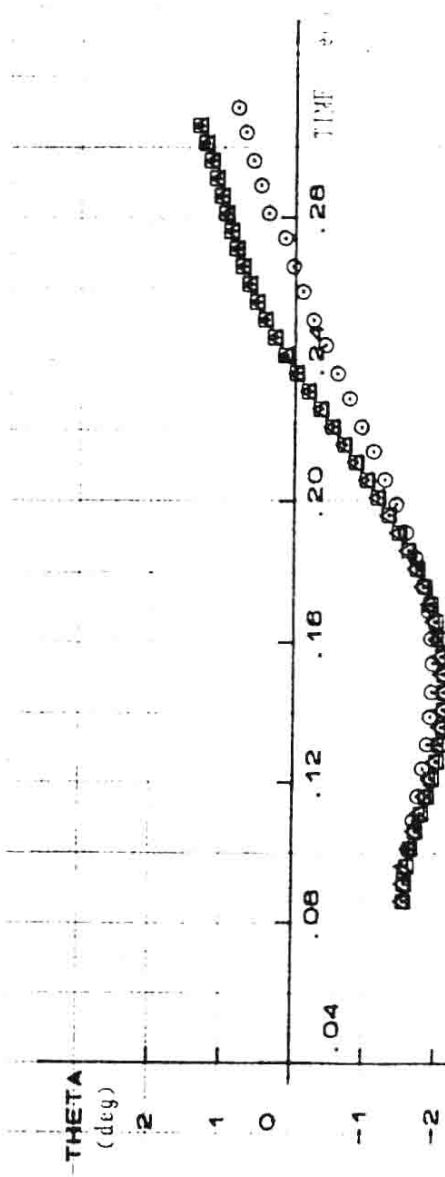


图4 所测PL-4导弹由J8II机上发射的轨迹

$M=0.60$ $\alpha=3.04^\circ$ $H=1\text{Km}$ $N_z=1$



25-000 PL-40 9-11 9-11 9-11

M=0.90 0.02 H=1Km N=1

第九届全国风洞试验会议论文集

(下册)

目 次

- 1、1·2米高速风洞外挂物可控轨迹试验技术研究的新进展.....王发祥
- 2、飞机风洞与飞行相关性研究.....吴慰祖 唐良锐
- 3、大攻角多分量强迫振动实验技术.....余光志
- 4、附面层测量与控制技术.....赵宗锦 滕永光
- 5、略谈动导数和旋转天平数据的使用.....林荣生 余光志
- 6、推迟附面层转捩的控制技术研究.....滕永光
- 7、CG-01风洞自由动导试验技术的改进.....李乾宁
- 8、一架三角形机翼飞机抖振边界的确定.....张覃钧 屈见忠 胡秉科
- 9、国内高速风洞抖振边界测量实验技术评述.....陈忠实 张覃钧 邹文章
- 10、用激波一边界层被动控制降低脉动压力的研究.....路 波
- 11、NH-1风洞数据采集控制系统的应用与研制.....韩珠凤 陆永定
- 12、FL-1风洞油流谱实时摄像技术.....刑汉奇 程厚梅
- 13、滚转、俯仰实验技术研究.....张祖庚
- 14、飞机减速板脉动压力特性实验研究.....胡成行
- 15、第三代天平校正架及天平校正方法新动向.....韩步璋