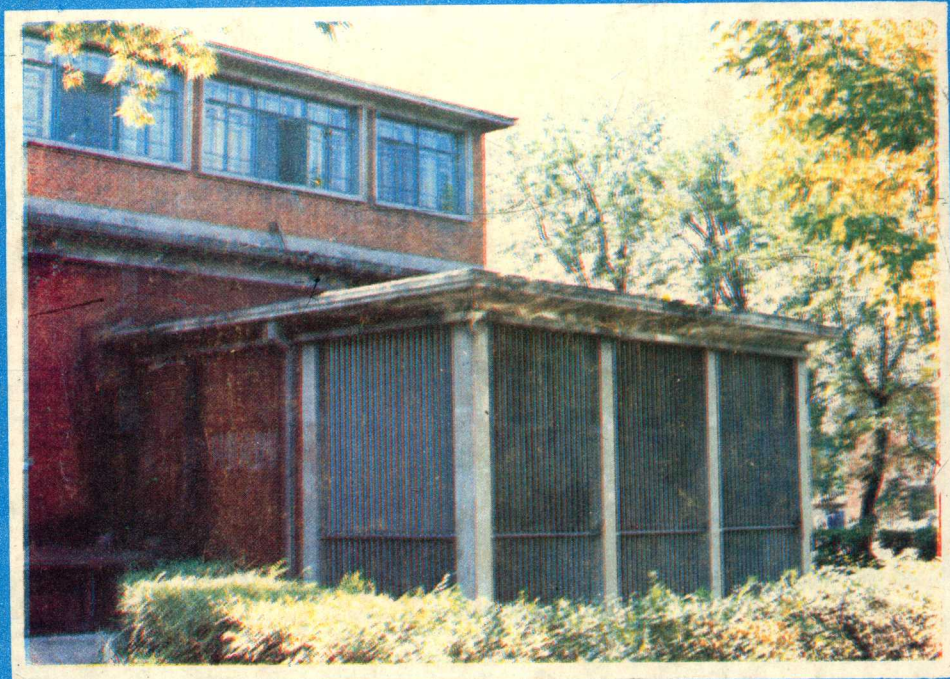




哈尔滨空气动力研究所简介

THE BRIEF INTRODUCTION OF HARBIN
AERODYNAMICS RESEARCH INSTITUTE



哈尔滨空气动力研究所

HARBIN AERODYNAMICS RESEARCH INSTITUTE



概 况

哈尔滨空气动力研究所座落在北方名城哈尔滨市。该所的前身是军事工程学院的空气动力研究室。1964年后隶属于中国航空研究院,1976年后隶属于航空工业部。该研究所经过多年的建设和技术发展,已成为能完成低、跨、超音速风洞实验,风洞尺寸比较配套,测试设备先进的空气动力研究所,是航空工业部主要空气动力实验研究部门之一。三十多年来,本所为航空、航天、兵器及民用产品做了大量空气动力实验和课题研究工作,提供了大量为飞行器设计有价值的科研成果,享有较高的信誉,为我国空气动力科研工作做出了较大的贡献。近年来本所取得部级以上科技成果八项,其中两项获国家科技进步二等奖,一项获国家科技进步三等奖。

本所以空气动力试验为主,开展多方面的风洞实验技术,飞机先进气动布局和工业空气动力学试验研究,相应地开展计算空气动力学研究,并面向社会,为国民经济服务。实验设备主要有2.5米 $\times$ 3.5米低速风洞一座,直径1.5米低速风洞一座,0.52米 $\times$ 0.64米高速风洞一座。设低速风洞研究室,高速风洞研究室、实验技术研究室、测试技术研究室、空气动力天平研究室以及情报资料室和车间。所内有助理工程师以上科研人员180余人。其中高级工程师6人,博士1人,工程师近百人。本所为空气动力学专业硕士研究生培养及授予硕士学位单位,承担着培养硕士研究生的任务。

1978年以来,本所广泛开展了对外技术合作与学术交流,接待了美、日、西德、法国、意大利、瑞典等国多批专家来所讲学或技术合作。现与西德、意大利和法国等建立了长期技术合作关系,促进了科学技术的发展。

近年来,哈尔滨空气动力研究所完成了一系列设备改造,发展了多种国内外先进的风洞实验技术和实验设备,引进了多台具有八十年代先进水平的测试设备,大力开展了国内外学术交流,使风洞试验项目不断扩大,风洞试验准确度明显提高,培养了一批老中青结合、多专业配套、素质较好的技术队伍,承担着国家重点科研项目和重点型号的风洞实验以及气动力研究任务。

2.5米 $\times$ 3.5米低速风洞(FL-8)

FL-8风洞是一座单回路闭口低速风洞。试验段截面为2.5米 $\times$ 3.5米,扁八角形。最大风速60米/秒。该风洞于1958年筹建,1963年建成投入使用,是我国最早建成的较大型的风洞之一。多年来该风洞完成了航空、航天、兵器及民用方面大量型号试验与课题研究试验约七万次。为飞行器及其它方面的设计提供了大量有价值的试验数据,在国内气动试验领域中赢得了较高的信誉。

该风洞配置了先进的测试设备,使它不仅具备了各种飞行器常规试验和某些特种试验的能力,而且可以承担国民经济建设领域中如高层建筑、高速车辆、风能利用、体育运动等项目的气动力试验研究任务。该风洞还装备有可拆装的二元试验段,使之具有二元风洞的实验能力。

(一)、主要性能

风洞的气动布局简图如图1-1。试验段截面为宽3.5米、高2.5米的扁八角形,截面积为7.685米²,试验段长5.5米,洞体总长为44.8米。风洞洞体由试验段、扩散段、回流段、动力段、稳定段与收缩段等部分组成。表1-1给出了该风洞的主要性能。

(二)、可承担的主要试验项目

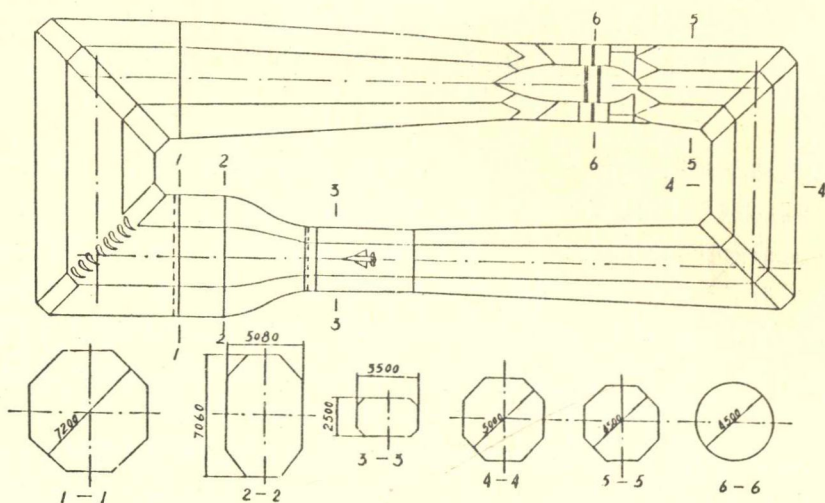


图1-1 FL-8 风洞气动布局图

Fig.1-1 THE AERODYNAMIC CONFIGURATION OF WIND TUNNEL FL-8

表1-1 TABLE 1-1

项 目 ITEMS	性 能 CHARACTERISTICS	项 目 ITEMS	性 能 CHARACTERISTICS
风速范围 RANGE OF VELOCITY	(5-60) 米/秒 m/s	紊流度 TURBULENCE DEGREE	0.24%
常用风速 NORMAL VELOCITY	50米/秒 m/s	纵向平均气流偏角 $\Delta\alpha$ AXIAL AVERAGE DEFLECTION ANGLE OF FLOW $\Delta\alpha$	-0.13°
速度场系数 μ COEFFICIENT OF VELOCITY FIELD, μ	1.004 (模型区) (MODEL REGION)	横向平均气流偏角 $\Delta\beta$ LATERAL AVERAGE DEFLECTION ANGLE OF FLOW $\Delta\beta$	-0.3°
轴向静压梯度 AXIAL GRADIENT OF STATIC PRESSURE	$\frac{d\bar{p}}{dx} < 0.003$ 1/米 1/m		

1. 飞机及其它飞行器的气动力特性试验 (测力、测压、地面效应试验)。
2. 翼型气动力特性试验。
3. 飞机及其它飞行器大攻角气动力特性试验。
4. 具有进排气的飞行器气动力特性试验。
5. 带有螺旋桨的飞行器滑流气动力特性试验。

6. 带吹气襟翼及展向吹气的飞行器和部件的气动力特性试验。
7. 飞行器各操纵面的铰链力矩试验。
8. 飞机与外挂物间相互干扰试验。
9. 伞及弹射座椅救生装置试验。
10. 飞行器抖振试验。
11. 飞机外挂物投放试验。
12. 绕物体流动的流谱观察试验。
13. 高层建筑、高空构件等风载测量试验。
14. 汽车、机车测力测压试验。
15. 各种风速管、飞行器角度传感器的校测试验。
16. 滑冰、滑雪等体育运动的气动力试验。

该风洞即将配置六自由度座标移测架、尾旋实验设备、激光测速仪，将为发展该风洞新试验技术创造有利条件。

(三)、主要设备和测试装置

1. 模型支撑系统

该风洞中有两套各自独立的模型支撑系统：腹部支撑系统和尾部支撑系统。

腹部支撑系统由转盘、支杆和风档构成，有两点支撑与三点支撑两种方式（图 1-2）。

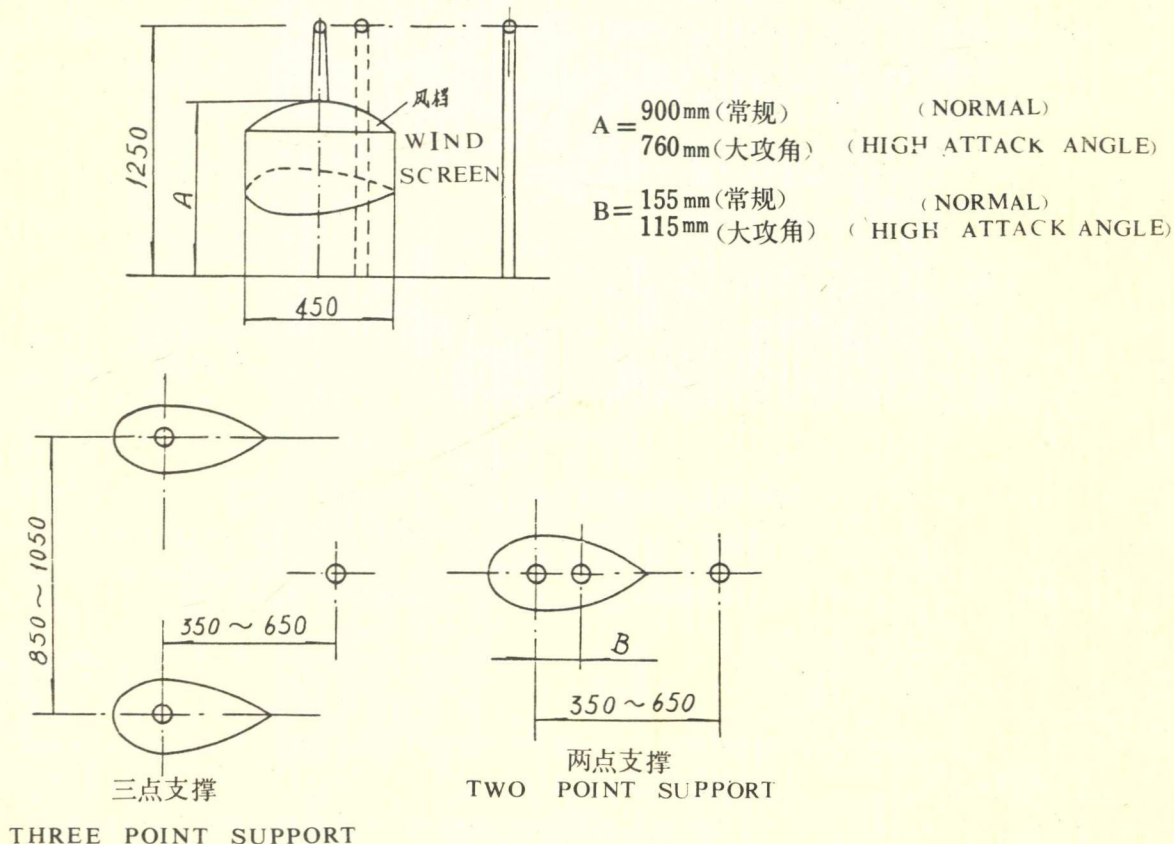


图 1-2 腹部支撑类型简图

Fig. 1-2 SKETCH OF BELLY SUPPORT

腹部支撑系统可用机械天平,也可用应变天平。两者可同时使用,以资比较。腹部支撑系统的主要技术性能见表1-2。

尾部支撑系统由转盘、园弧齿条、支杆拖箱、支杆以及角度控制系统组成。园弧齿条两端固定在风洞上下壁的转盘上,以转盘转动实现 β 角的改变。拖箱沿园弧齿条运动实现 α 角的改变。在 α 和 β 角的控制过程中可保证模型的重心始终位于支撑系统的旋心上,即位于风洞最佳流场区。

尾撑系统采用内式六分量应变天平测力,支架干扰比腹撑大大减小,从而提高了测量的准精度。

表 1-2 TABEL 1-2

项 目 ITEMS	α	β
变化范围 RANGE OF CHANGE	$\pm 40^\circ$	$\pm 360^\circ$
变化速度 RATE OF CHANGE	2°/秒 2°/s	2°/秒 2°/s
控制误差 ERROR OF CONTROL	$\Delta \alpha < \pm 3'$	$\Delta \beta < \pm 3'$

尾撑系统备有四套支杆运用于不同的攻角范围。表1-3给出了四套支杆可实现的模型姿态角范围。

模型姿态角用一套双向可控硅迴路及逻辑控制系统,由计算机按予定程序自动控制,也可手动自理。自动控制时,计算机按给定脉冲控制角度电机转动,同时带动一个光栅转动。光栅转动的脉冲数反馈给计算机与给定数进行比较。若光栅转动的脉冲数与给定数有差别,则计算机给以修正,以保证角度机构机械运动的准确。这种准闭环的控制迴路提高了角度控制的准精度。

图1-3为FL-8风洞模型尾撑和背撑大攻角的试验状态。

表 1-3 TABLE1-3

项 目 ITEMS	角度最大变化范围 MAX. RANGE OF ANGLE CHANGE		每套支杆可变化的最大攻角范围 MAX. RANGE OF ATTACK ANGLE CHANGE FOR EACH SET OF SUPPORT (α)			
	α	β	直杆 STRAIGHT ROD	弯杆 I BEND ROD	弯杆 II BEND ROD	背杆 BACK ROD
角 度 ANGLE	-35~102°	$\pm 45^\circ$	$\pm 35^\circ$	-60~58°	+28~92°	+45°~105°
变化速度 RATE OF CHANGE	2°/秒 2°/s			2°/秒 2°/s		
角度误差 ERROR OF ANGLE	$< \pm 2'$		$< \pm 2'$			

2. 喷流实验装置

该风洞配有发动机喷流、吹气襟翼、吹气增升等试验用的供气装置。它由高压气源、供气管路、调压装置及喷流参数测量系统等组成。其气源为容积84米³,承压100×10⁵ pa的高压瓶组,

根据不同模型的要求可采用波纹管、迷宫盘、空气轴承和高压软管等多种供气联接装置。可进行飞行器带喷流的腹撑和尾撑的纵横向试验。根据试验要求，可采用机械天平或应变天平。新配制的环形喷流应变天平已投入使用。采用这种天平进行喷流试验，天平只感受绕飞行器模型流动的气动力载荷而不感受喷流推力，提高了喷流试验的准精度和试验效率。供喷流试验的最大流量为3.5公斤/秒，落压比为2.5。图1-4为喷流供气及控制系统方块图。

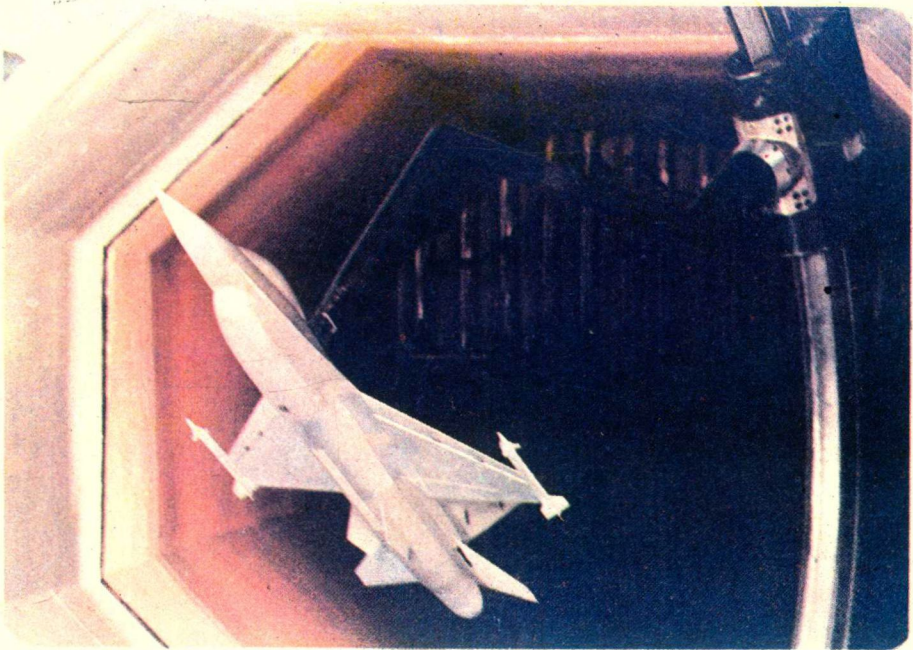


图1-3a FL-8 风洞模型背撑大攻角试验状态

Fig. 1-3a TEST ATTITUDE AT HIGH ATTACK ANGLE
OF BACK SUPPORT MODEL IN WIND TUNNEL FL-8

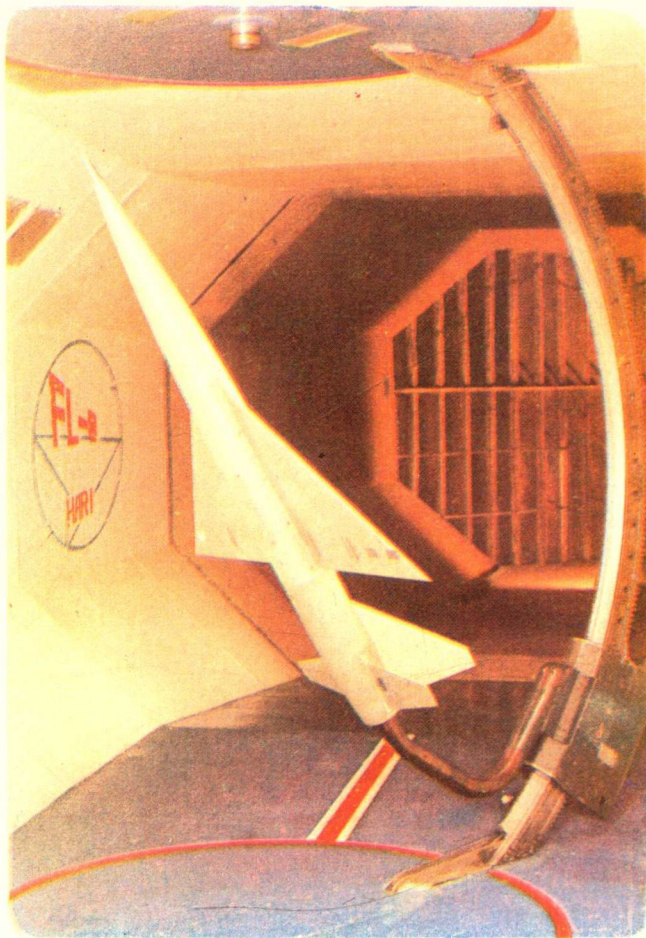


图1-3b FL-8 风洞模型尾撑大攻角的试验状态。

Fig 1-3b TEST ATTITUDE AT HIGH ATTACK ANGLE OF
STING SUPPORT MODEL IN WIND TUNNEL FL-8

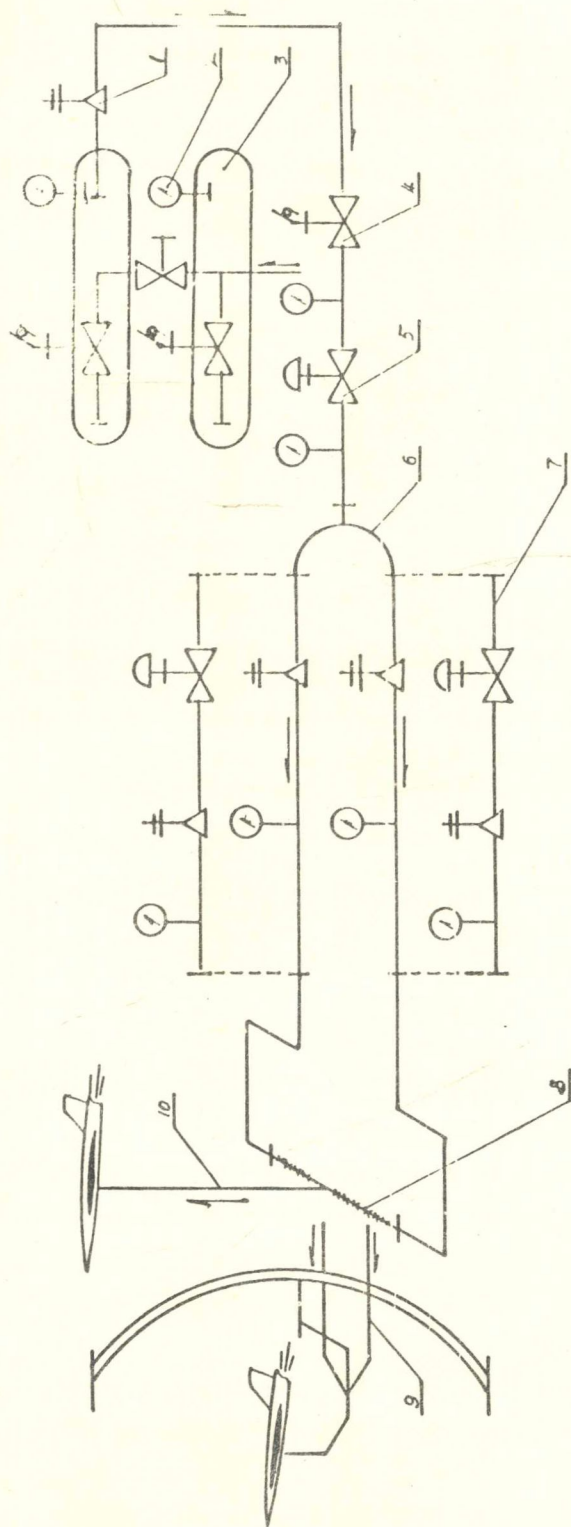


图1-4 FL-8 喷流、吹气襟翼实验供气系统示意图

1. 安全阀

2. 压力表

3. 气瓶

4. 电动闸阀

5. 气动薄膜调节阀

6. 喷流实验管路

7. 吹气襟翼实验管路

8. 喷流供气装置

9. 尾撑供气装置

10. 空心支杆

Fig. 1-4 SKETCH OF AIR SUPPLY SYSTEM
APPLIED FOR JET AND BLOWING FLAP BLOWING
FLAP EXPERIMENT

1. Safety valve

2. Pressure meter

3. Air tank

4. Electric switch valve

5. Modulator valve of aerodynamic film

6. Tubes of jet experiment

7. Tubes of blowing flap experiment

8. Supply unit of jet

9. Supply unit of support

10. Hollow support rod

3. 动力模拟实验装置

该风洞配有涡轮喷气发动机与涡扇喷气发动机动力模拟器。这种装置采用高压空气引射方法,使模拟器的外形、进排气参数与飞机的动力装置接近,能较好地模拟飞机动力装置的进排气对飞行气动特性的影响,这种模拟器结构简单,使用方便,可根据需要调节模拟器的进排气参数。

涡轮喷气发动机模拟引射器长 1.263 米,最大直径为 0.132 米,入口直径为 0.064 米,尾喷管出口直径为 0.050 米。实验结果表明,喷管排气落压比可达 2.0,引射系数大约为 1.0。基本上可以满足喷气发动机的进排气特性模拟试验要求。

4. 滑流实验装置

该风洞配有带螺旋桨飞机的滑流实验设备,多年来已进行过十余种飞机的滑流试验研究,为新机研制与改型提供了可靠的数据。

该风洞滑流试验采用间接模拟方法,可以实现拉力系数从 0.8~1.8~4 的滑流影响试验。除可进行滑流对全机气动特性影响测量外,还可进行滑流对外挂及其干扰的测量、滑流对机翼下无人驾驶飞机干扰影响以及滑流对飞机后尾迹区中飞行器的影响测量等。可利用荧光微丝、彩色图像流场显示,彩色氦气泡流态显示等,进行滑流尾迹观测和机理研究。

滑流试验采用的变频装置功率为 50 瓩,变频范围为 50~300 Hz,螺旋桨的最大转速可调至 300 s^{-1} 。为满足滑流试验的进一步需要,该风洞拟引进新的变频装置和小尺寸电机,可使滑流试验的螺旋桨最大转速调至 500 s^{-1} 。

5. 二元实验段

本风洞配备带有端板的二元实验段插入体,形成了高 2.5 米、宽 0.74 米、长 3.15 米的二元实验段。该实验段截面积为 1.86 m^2 ,为原实验段截面积的 24%,两侧板与原风洞轴线平行,其轴线与原风洞轴线重合。

进行二元翼型试验时采用三点支撑,双主支杆位于二元侧板之外。用风档罩住两主支杆以减小支架干扰。尾支杆位于二元侧板之间,距主支杆连线的距离为 0.35 米,用以改变模型迎角。在侧板的内侧前上身装有控制二元试验段内的速压风速管。

6. 地板

为模拟飞机起飞与着陆的地面效应,该风洞备有两套可供腹撑状态与尾撑状态的地板装置。有下地板与上吊地板,可根据模型的实际情况和试验要求选用。

7. 天平

该风洞配有一台塔式六分量机械天平和供模型腹撑或尾撑形式的各种杆式、盒式及环形应变天平,有外挂天平、部件天平以及铰链力矩天平等。可根据模型试验的要求及载荷范围选择使用。

塔式六分量机械天平装有高灵敏度的电磁敏感元件,使其有较高的试验准确度。由电磁敏感元件输出的天平信号,通过测试系统自动检测后输入电子计算机进行实时处理。该天平的主要性能指标见表 1-4。

各类应变天平的性能与几何尺寸见附表 2、3。

8. 风洞控制与数据处理系统

该系统以 Jz-1142 电子计算机为中心按规定程序实现对风洞运转的控制和试验数据实时采集和处理。通过具有检测装置的 7066 数字电压表或高速巡检仪,将一次仪表(应变天平,机械天平及压力传感器等)输出的电信号模拟量度变成数字量传输给电子计算机,组成完整的数据自动采集和实时处理系统。在实验中可用宽行打印机实时打印出实验结果,并可将试验数据通过通讯接

口传送给IBM-PC 微型计算机,显示出试验曲线, 控制 X-Y绘图仪同时绘制出试验曲线。该系统还以软盘的形式向用户提供数据。图1-6 给出了该系统的框图。

图1-7 为FL-8 风洞测控系统。

表1-4 TABLE 1-4

项目 ITEMS	参数 PARAMETER	分量 COMPONENT	X	Y	Mz	Mx	My	Z
设计载荷 (牛、牛·米), DESIGNED LOAD (N,N.M)			+2500 ~-500	+8000 ~-2500	±1200	±2000	±900	±1400
使用 荷 (牛、牛·米) APPLIED LOAD (N,N.M)			0~1460	±1800	±520	±260	±280	±460
静校精度 ‰ CTATIC RECTIFICATION ACCURACY ‰			0.51	0.60	0.40	0.81	0.99	0.71

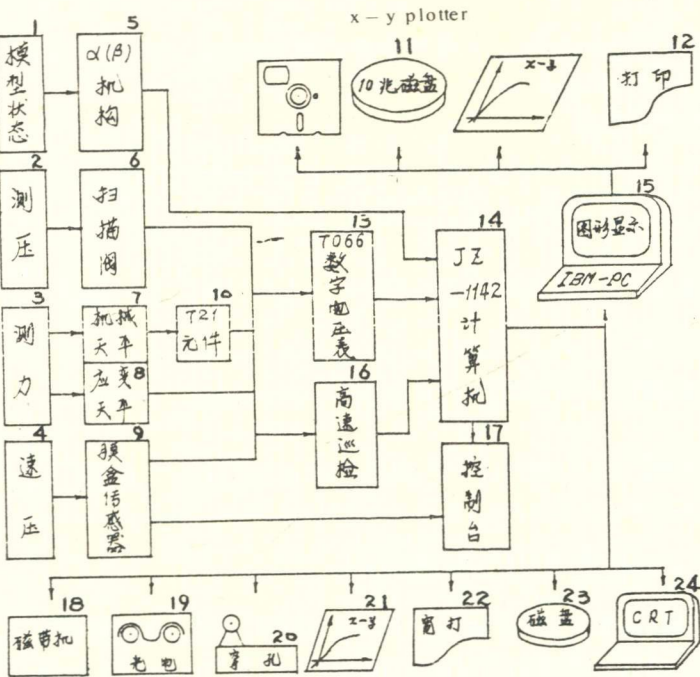


图1-6 FL-8 风洞测控系统框图

1. Model attitude
2. Pressure
3. Force measure
4. Dynamic pressure
5. α (β) Mechanism
6. Scanner
7. Mechanical
8. Strain gauge balance
9. Film box transducer
10. T21 Element
11. Floppy 10m
12. Printer
13. 7066 Digital voltmeter
14. Jz-1142 Computer
15. Diagram display
16. High rate multiplex
17. Control table
18. Tape machine
19. Photoelectric input
20. Puncher
21. x-y Plotter
22. Wide line
23. Floppy
24. CRT

Fig. 1-6 BLOCK DIAGRAM OF MEASURE AND CONTROL SYSTEM TUNNLE FL-8



图1-7 FL-8 风洞测控系统

Fig. 1-7 MEASURE AND CONTROL SYSTEM IN WIND TUNNEL FL-8

(四)、风洞的标模测量精度

采用DBM-01 标模分别以腹撑和尾撑形式在FL-8 风洞进行了测力试验。试验的速压为1245Pa (风速 $v=45$ 米/秒), 试验雷诺数 $Re=2.17 \times 10^6$ 。

表1-5 为 DBM-01 标模测力试验精度。

表1-5 TABLE 1-5

	σ_{cx}	σ_{cy}	σ_{mz}	σ_{mx}	σ_{my}	σ_{cz}
FL-8 指标 CHARACTERISTICS OF WINDTUNNEL FL-8	± 0.0003	± 0.002	± 0.0004	± 0.0004	± 0.0004	± 0.0004
国内指标 INDEXES OF OUR COUNTRY (1985年10月定) DETERMINE IN OCT-1985	$\pm (0.0002$ ~ $0.0005)$	$\pm (0.0001$ ~ 0.003	$\pm (0.0003$ ~ 0.0010	$\pm (0.0003$ ~ $0.0005)$	$\pm (0.0002$ ~ $0.0005)$	$\pm (0.0004$ ~ $0.001)$

0.52 米×0.64 米 高速风洞 (FL-7)

FL-7 风洞于1959 年建成投入使用, 多年来为我国航空、航天及兵器的气动力实验研究做了大量的工作。1980 年, 对该风洞进行一次大规模的技术改造, 风洞的性能有了很大的提高。风洞采用了单支点半柔壁喷管, 试验气流的最大马赫数达到1.5, 填补了国内高速风洞试验 M 数1.2~1.5 的空白。在国内首次采用了四壁可变开闭比的跨音速试验段, 使风洞具有较好的流场性能, 减小了洞壁干扰, 风洞运转与数据处理实现了自动化。

(一) 主要性能

该风洞是一座由大气进气的直流连续式高速风洞，由三台涡喷 — 五发动机驱动。风洞的主要结构性能见表 2 — 1。风洞流场性能指标见表 2 — 2。风洞洞体的布局见图 2 — 1。

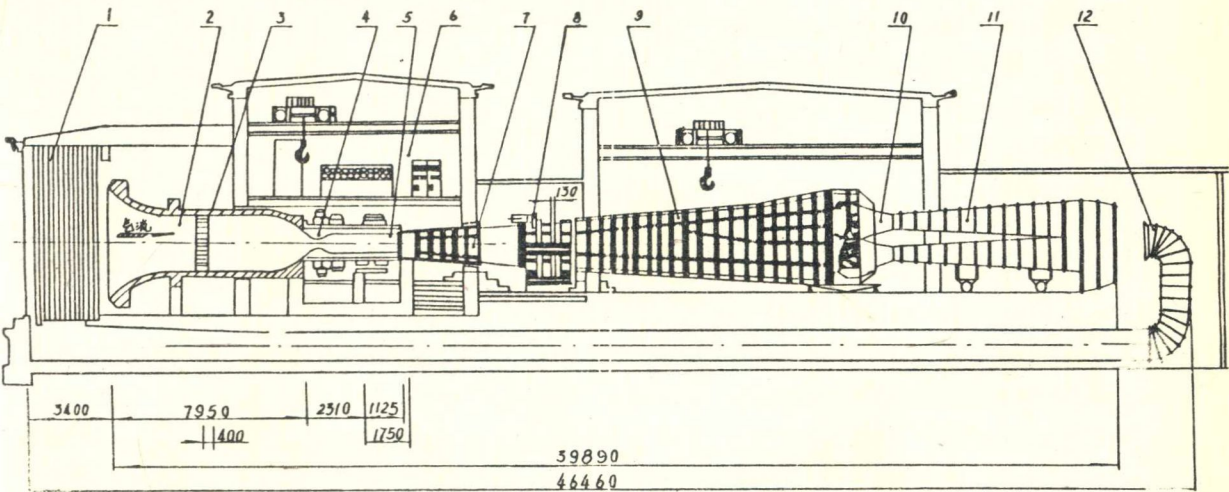


图 2 — 1 FL— 7 风洞洞体佈局图
Fig. 2 — 1 CONFIGURAION OF WIND TUNNEL FL — 7

- 1. 进气叶栅 2. 进气稳定段 3. 蜂窝器 4. 单支点柔壁喷管
- 5. 实验段 6. 控制间 7. 第一扩散段 8. 旁路活门
- 9. 扩散段 10. 发动机 11. 发动机扩散段 12. 热风回流道

- 1. Air intake cascade 2. Settling chamber 3. Honeycomb
- 4. Single Jack flexible nozzle 5. Test section 6. Control room
- 7. First diffuser 8. By-pass gate 9. Diffuser 10. Jets
- 11. Diffuser of jets 12. Return channel of hot air

表 2 — 2 TABLE 2 — 2

M	±δ M	dM / dx 1 / 米	ΔM _{max}	Δ α φ
M < 1.	0.0006~0.003	-0.0009~0.0054	0.007	<0.03°
1 ≤ M ≤ 1.2	0.004~0.006	- 0.004~0.014	0.015	<0.08°
1.2 < M ≤ 1.5	0.0057~0.0107	-0.0033~0.0189	0.026	<0.08°

(二) 可承担的试验项目

- 1. 飞行器的纵横向全模气动力特性试验（测力与测压试验）。
- 2. 飞行器的半模气动力特性试验（测力与测压）。
- 3. 飞行器的铰链力矩测量试验（包括部件、全模和半模铰链力矩）。
- 4. 进气道特性试验

5. 飞行器抖振试验。
6. 大攻角气动力特性试验。
7. 飞行器外挂物气动力特性试验。
8. 飞行器部件气动力特性试验。
9. 绕物体流动的流态观察试验。
10. 翼型气动力特性试验。
11. 用于飞行的各类传感器特性试验。
12. 其它特种试验。

(三) 主要设备和测试装置

1. 单支点半柔壁喷管

喷管两侧壁为固块的平行平板，其上布有测量沿喷管流向压力分布的测压孔。上下壁为半柔壁板，与侧壁构成二元可变截面的喷管。调节喷管喉部的开度，可使喷管的型面由收敛型音速喷管连续地调节到 $M=1.5$ 的超音速拉瓦尔喷管。图2-2是喷管结构形状照片。

2. 变开闭试验段

该风洞备有三种壁板。第一种为四壁可变开闭比的斜孔壁板。这种壁板具有较好的流场性能和消波特性。表2-2所给出的流场性能即为该壁板的试验结果。该壁板在试验过程中可根据予先选定的开闭比自动进行调节。第二种壁板为第一种壁板的改进型，称为四壁可变开闭比的斜孔低噪声壁板。在每个斜孔中装有消噪片。经过流场校测和噪声测量，除流场性能与第一种壁板相同外，其流场中的噪声明显降低，最大噪声降低量约为18db(见图2-3)，此壁板将为风洞进行动态试验项目提供了优越条件。第三种壁板为上下壁沿流向分段可变开闭比的斜孔板。根据跨音

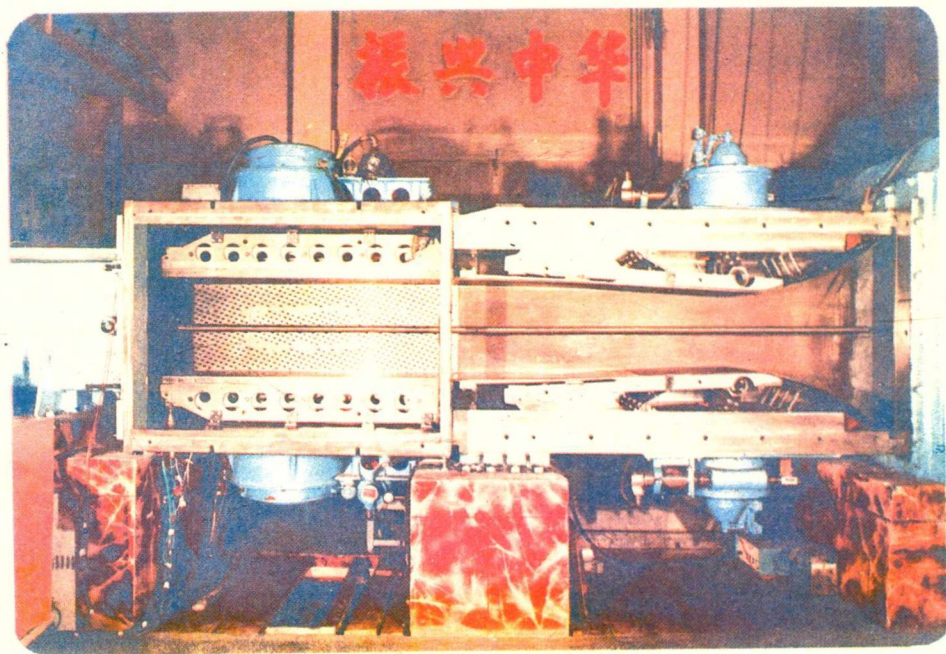


图2-2 喷管结构形状

Fig. 2-2 NOZZLE CONSTRUCTION

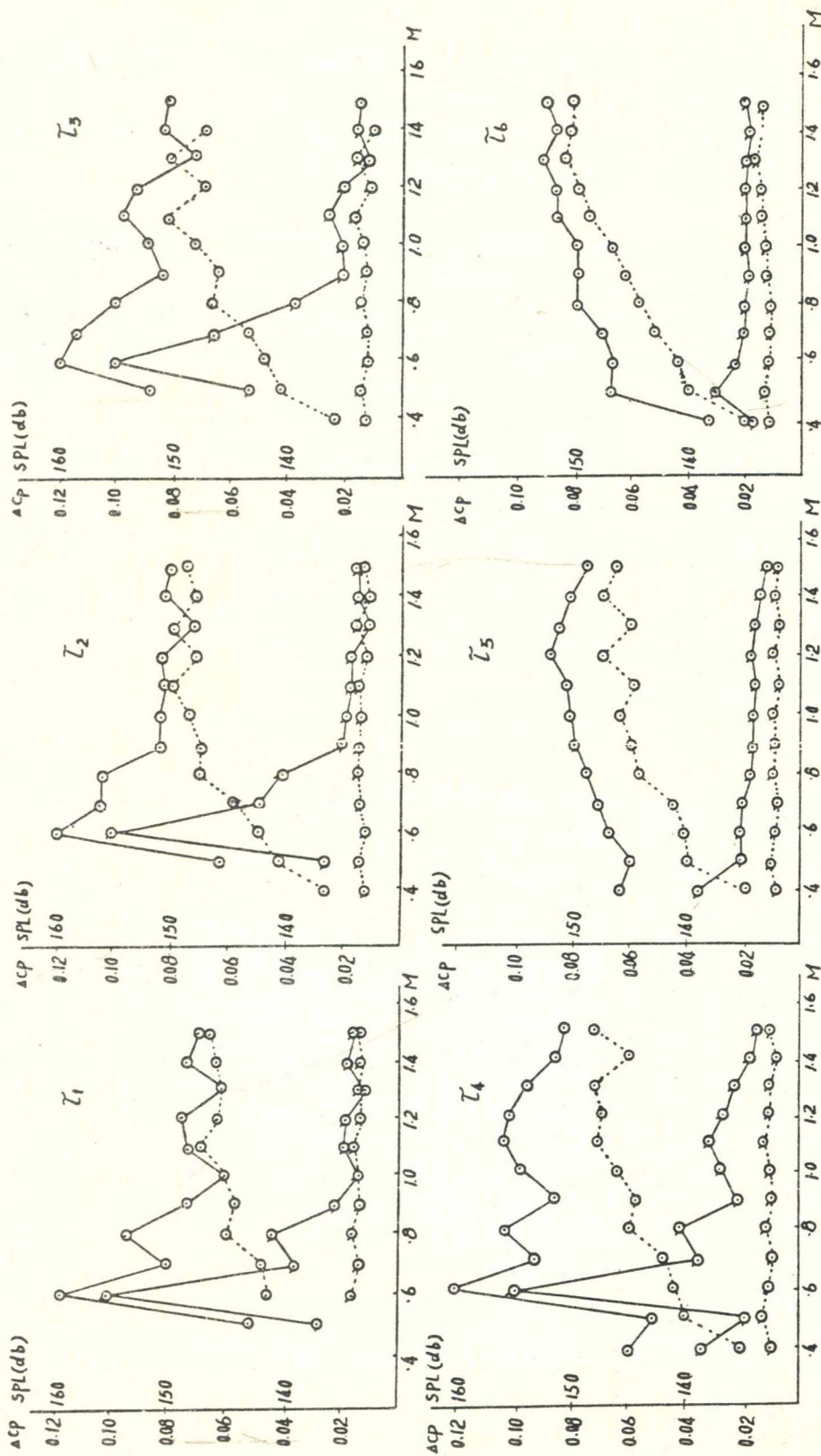


图 2-3 两种壁板的噪声特性

Fig 2-3 NOISE CHARACTERISTICS OF TWO TYPES OF WALL PLATE.

速洞壁干扰特性,选择壁板沿流向的开闭比的分布规律,在试验中进行调节。可望这种壁板与理论研究相结合,在消除洞壁干扰上会有更优越的性能。

试验段的均匀流场区长度为720毫米,即模型旋心前后各360毫米。模型旋心距园弧形支架前缘为530毫米,保证了模型尾部与支架间有足够距离,支架干扰较小。

3. 模型支架

全模型支架安装在 β 角机构转盘上。风洞运转过程中可同时改变迎角 α 和侧滑角 β 。 α 与 β 角机构由步进电机驱动,使角度控制具有较高的精度。

为进行半模型、部件铰链力矩试验,风洞试验段设有半模型活动支架。支架上装有传动机构和天平套筒,试验时,将半模型支架安装到侧壁上。传动机构包括 α 角传动和舵偏角传动,在风洞运转过程中可同时控制迎角 α 和舵偏角 δ 。图2-4为风洞模型安装照片。

4. 天平

该风洞备有系列化的测力应变天平,其中包括各种杆径及量程的内式六分量天平,半模天平,铰链力矩天平,部件天平以及外挂天平等。国内首次研制的 $\phi 3$ 、 $\phi 4$ 、 $\phi 6$ 等微型应变天平已成功地应用于该风洞的外挂物测力试验,为两种机型,十多种外挂物提供了可靠的气动特性试验结果。

5. 流态观察装置

该风洞备有纹影仪,可用普通白光源和激光光源进行纹影观察或拍摄纹影照片。风洞的荧光油流流谱观察设备,可获得模型表面在不同试验状态下的荧光流谱照片,供气动分析用。

6. 风洞控制与数据采集处理系统

风洞运转中由DJS-622中心计算机按规定程序进行自动控制,控制对象有发动机转速、气流



图2-4 风洞模型安装照片

Fig. 2-4 A TEST MODEL INSTALLED IN TEST SECTION

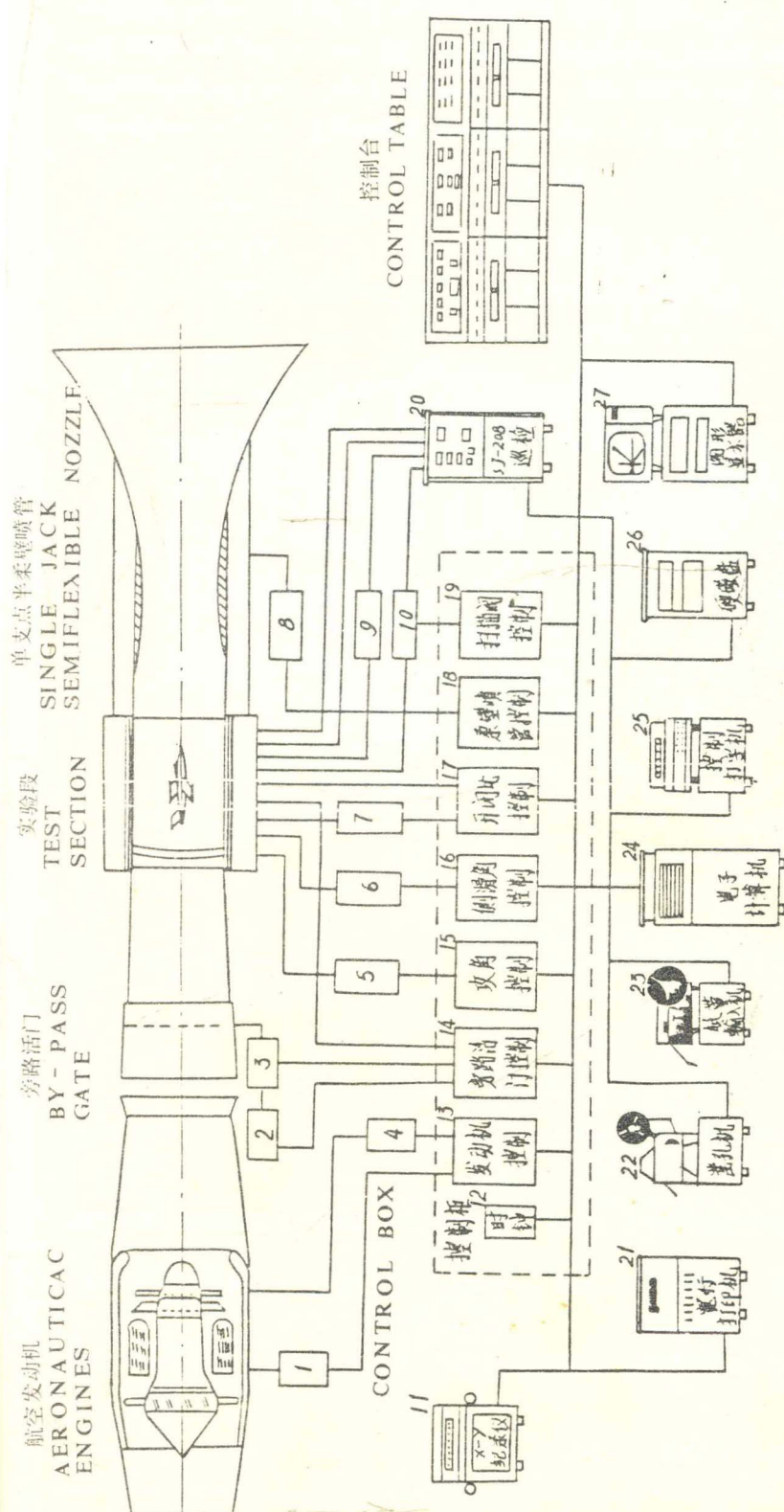


图 2-6 FL-7 风洞测控系统框图

1. 步进电机 2. 测速发电机 3. 直流电动机 4. 光电脉冲发生器 5. α 步进电机 6. β 步进电机 7. 直流电动机 8. 步进电机 9. 传感器 10. 扫描器

1. Stepping motor
2. Measure speed motor
3. Dc Motor
4. Photoelectric pulse generator
5. Stepping motor of α mechanism
6. Stepping motor of β mechanism
7. DC Driven mechanism
8. Stepping motor
9. Transducer
10. Scanner
11. x-y Plotter
12. Clock
13. Control of engine
14. Control of by-pass gate
15. Control of attack angle
16. Control of yaw angle
17. Control of open ratio
18. Control of flexible wall plate
19. Control of scanner
20. Multiplex
21. Wind line printer
22. Puncher
23. Input
24. Computer
25. Teleprinter
26. Stiff magnetic disc
27. Display

M数、模型姿态角 (α 、 β)、孔板开闭比、喷管型面等。用同一台中心计算机进行数据实时采集和处理,其系统包括XJ-200 巡检仪、行式打印机、图形显示器、X-Y 绘图仪、CRT 及磁盘等。XJ-200 巡检仪有 100 个数据采集通道,采集速度为每秒 25、50、100 次。风洞试验数据通过XJ-200 巡检仪送入DJS-622机进行实时处理、打印,并由图形显示器实时显示试验曲线。试验数据同时存入磁盘,风洞运转结束,由X-Y绘图仪绘制试验曲线。图2-6 为该系统的框图。图2-7 为FL-7 风洞测控设备照片。



图2-7 FL-7 风洞测控设备

Fig. 2-7 MEASURE AND CONTROL EQUIPMENT OF WIND TUNNEL FL-7

(四) 标模测量精度

表2-3 为GBM-03标模在该风洞测力试验的精度:

表2-3 TABLE 2-3

	σ_{cy}	σ_{cx}	σ_{mz}	σ_{mx_b}	σ_{mx}	σ_{my}	σ_{cz}
FL-7 风洞指标 CHARACTERISTICS OF FL-7	± 0.0008 ~ 0.0030	± 0.0002 ~ 0.0008	± 0.0002 ~ 0.002	± 0.0004 ~ 0.0003	± 0.00003 ~ 0.0004	± 0.00002 ~ 0.0001	± 0.0002 ~ 0.0043
国内规定指标 INDEX OF OUR COUNTRY (1985 年 10 月定) (DETERMINED IN OCT 1985)	± 0.001 ~ 0.004	± 0.0002 ~ 0.0008	± 0.0005 ~ 0.0020	± 0.0001 ~ 0.0004	± 0.00005 ~ 0.00030	± 0.0001 ~ 0.0004	± 0.0002 ~ 0.0010