

FL-1 风洞 实验分析手册



FL-1 实验分析手册编写组

FL-1 风洞实验分析手册

FL-1 实验分析手册编写组编

一九八五年十二月

前 言

FL-1风洞是我国第一座 $600 \times 600\text{mm}^2$ 科研生产用风洞，自1960年正式投入型号实验到现在已经25年了。该风洞完成了大量的型号实验，并进行了一些实验技术研究工作，取得了一定经验与成果。为利于今后实验、研究工作的开展，编写这本“FL-1风洞实验分析手册”。该手册较全面地介绍FL-1风洞、测控处设备、模型、流场及FL-1风洞所能进行的各种实验方法及数据处理等内容。它对实验研究人员和设计单位了解FL-1风洞性能和要求，进行模型设计、选用恰当的测量设备，进行各类型的实验和实验技术研究，了解数据处理方法以及使用实验结果等都将会有所帮助；同时它也可供航空院校及有关的科研单位的科技人员学习和工作的参考。但由于编者水平有限，加之时间仓促，文中的缺点和错误一定不少。恳切希望读者提出宝贵意见。

本手册由张覃钧主编。谷长玉、杨守富、黄敬显、张祖庚副主编。章正瑜审阅。黄敬显、刘惠敏、张祖庚、秦世英、杨守富、赵长儒、谷长玉、宋志安、齐梦存、张覃钧、王魁友、陈震、巩宝坤、柏步平等编写。封面设计：张祖庚。插图：本所计算组。此外我所各研究室及车间的部分同志为本手册都提供了部分宝贵的资料，在此表示感谢。

《FL-1风洞实验分析手册》编写组

主要符号和座标轴系

1. 主要符号

M	马赫数
P_0	总压
P_ϕ	前室总压
P	静压
P_{CT}	试验段静压
P_a	大气压力
q	速压
P_{2Z}	2* 闸门后的总压
R_e	雷诺数
T_0	总温
T	静温
ρ	密度
v	速度
a	音速
μ	粘性系数
ν	运动粘性系数 ($=\mu/\rho$)
y'	天平轴升力
x'	天平轴阻力
M_z'	天平轴俯仰力矩
Z'	天平轴侧力
M_y'	天平轴偏航力矩
M_x'	天平轴滚转力矩
Y_1	体轴升力
X_1	体轴轴向力
M_{z1}	体轴俯仰力矩
Z_1	体轴侧力
M_{y1}	体轴偏航力矩
M_{x1}	体轴滚转力矩
Y	风轴升力
X	风轴阻力
M_z	风轴俯仰力矩
Z	风轴侧力
M	风轴偏航力矩
M_x	风轴滚转力矩

X_1'	模型前体阻力
X_{db}	模型底部阻力
M_j	铰链力矩
C_y	升力系数
C_x	阻力系数
m_z	俯仰力矩系数
$C_{x db}$	模型底部阻力系数
$C_{y 1}$	体轴升力系数
$C_{x 1}$	轴向力系数
$m_{z 1}$	体轴俯仰力矩系数
$C_{z 1}$	体轴侧力系数
$m_{y 1}$	体轴偏航力矩系数
$m_{x 1}$	体轴滚转力矩系数
m_j	铰链力矩系数
$C_{x 0}$	零升阻力系数
$m_{z 0}$	零升俯仰力矩系数
C_p	压力系数
C_Q	气动力系数通称
K_{max}	最大升阻比
A	阻力增长因子
C_y^a	升力线斜率
$m_z^{c y}$	纵向静安定性导数
$C_{z 1}^{\beta}$	侧力静导数
$m_{y 1}^{\beta}$	航向静安定性导数
$m_{x 1}^{\beta}$	横向静安定性导数
m_z^a	俯仰力矩系数对迎角的导数
m_z^{η}	平尾效率
$m_z^{\delta z}$	升降舵效率
$m_{y 1}^{\delta y}$	方向舵效率
$m_{x 1}^{\delta x}$	副翼效率
X_p	压心至机翼平均气动力弦前缘（或至弹头）的距离
\bar{X}_p	压心相对位置（= X_p/b_A 或 X_p/L ）
X_F	焦点至机翼平均气动力弦前缘（或至弹头）的距离
\bar{X}_F	焦点相对位置（ X_F/b_A 或 X_F/L ）
X_G	重心至机翼平均气动力弦前缘（或至弹头）的距离
\bar{X}_G	重心相对位置
b_A	平均气动力弦长
l	机翼展长

L	弹体长度
S	机翼面积
Δl	模型力矩参考点与天平校心之间的轴向距离（校心在前为正，反之为负）
Δl_y	模型力矩参考点与天平杆轴线间的距离（校心在上为正，反之为负）
s_1	模型尾环面积（扣除天平杆横截面积后的模型底部面积）
s_2	天平杆横截面积
α	攻角
β	侧滑角
γ	滚转角
δ_x	副翼偏角
δ_y	方向舵偏角
δ_z	升降舵偏角
φ	全动平尾偏角
$\delta_{c.m}$	操纵面（升降舵、方向舵、副翼）的偏角
α'_M	“ α ”机构指示角度
$\Delta\alpha_{c.o}$	试验段纵向气流平均偏角
$\Delta\beta_{c.p}$	试验段横向气流平均偏角
$\Delta\alpha_e$	天平杆弹性变形产生的模型攻角增量
$\Delta\beta_e$	天平杆弹性变形产生的模型侧滑角增量
$\Delta\gamma_e$	天平杆弹性变形产生的模型滚转角增量
$\Delta\alpha_{a.n}$	模型安装角
σ	总压恢复系数
ϕ	流量系数

2. 坐标轴系

FL-1风洞实验采用的所有坐标轴系，都是右手直角坐标系，见图0-1。

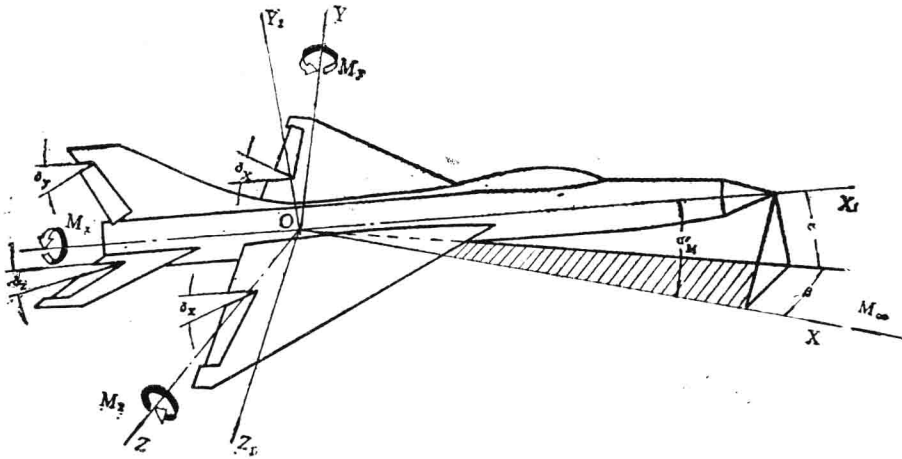


图0-1 坐标轴系、气动力、力矩、角度定义

(1) 风轴坐标系 $OXYZ$;

该坐标系的原点选在模型的力矩参考点上。

速度轴 OX ，与飞行速度方向重合，迎气流方向为正。

升力轴 OY ，位于 XOY 直角座标平面内，直垂于 OX 轴，向上为正。

侧力轴 OZ ，垂直于 XOY 平面，与 OX 轴、 OY 轴形成右手坐标系。

(2) 体轴坐标系 $OX_1Y_1Z_1$;

该坐标系的原点选在模型的力矩参考点上。

纵轴 OX_1 ，与机身轴线重合，指向机头为正。

竖轴 OY_1 ，位于飞行器的纵向对称面内，垂直于 OX_1 轴，向上为正。

横轴 OZ_1 ，垂直于 X_1OY_1 平面，与 OX_1 轴、 OY_1 轴形成右手坐标系(即指向右翼为正)。

(3) 天平轴坐标系 $OX'Y'Z'$;

该坐标系的原点选在天平的校正中心上。

OX' 轴，与天平轴线重合，指向前方为正。

OY' 轴，位于 $X'OY'$ 平面内，垂直于 OX' 轴，方向由天平的静校加载方向而定。

OZ' 轴，垂直于 $X'OY'$ 平面，与 OX' 轴、 OY' 轴形成右手坐标系。

(4) 模型、天平的载荷方向规定见图0-1。

阻力 X_1 、 X' ，顺气流方向为正；

升力 Y_1 、 Y' ，指向模型上表面为正；

侧力 Z_1 、 Z' ，指向右翼为正；

俯仰力矩 M_{z_1} 、 $M_{z'}$ ，使模型产生抬头力矩为正；

偏航力矩 M_{y_1} 、 $M_{y'}$ ，使模型右翼前移力矩为正；

滚转力矩 M_{x_1} 、 $M_{x'}$ ，使模型右翼向下力矩为正。

目 录

主要符号和座标轴系	(1)
第一章 风洞	(5)
第二章 测控处设备	(12)
第三章 模型	(35)
第四章 风洞校测	(49)
第五章 速压调整	(70)
第六章 纵向测力实验	(76)
第七章 横向测力实验	(95)
第八章 半模型实验	(105)
第九章 压力分布实验	(112)
第十章 进气道实验	(118)
第十一章 通气模型实验	(128)
第十二章 喷流实验	(135)
第十三章 铰链力矩实验	(141)
第十四章 外挂物实验	(146)
第十五章 空速管和风标传感器实验	(150)
第十六章 抖振实验	(157)
第十七章 颤振实验	(163)
第十八章 静气动弹性实验	(166)
第十九章 动导数实验	(168)
第二十章 马格努斯效应实验	(174)
第二十一章 流态观察	(181)

主要符号和座标轴系

1. 主要符号

M	马赫数
P_0	总压
P_ϕ	前室总压
P	静压
P_{CT}	试验段静压
P_a	大气压力
q	速压
P_{2Z}	2 [#] 闸门后的总压
R_e	雷诺数
T_0	总温
T	静温
ρ	密度
v	速度
a	音速
μ	粘性系数
ν	运动粘性系数 ($=\mu/\rho$)
y'	天平轴升力
x'	天平轴阻力
M_z'	天平轴俯仰力矩
Z'	天平轴侧力
M_Y'	天平轴偏航力矩
M_X'	天平轴滚转力矩
Y_1	体轴升力
X_1	体轴轴向力
M_{Z1}	体轴俯仰力矩
Z_1	体轴侧力
M_{Y1}	体轴偏航力矩
M_{X1}	体轴滚转力矩
Y	风轴升力
X	风轴阻力
M_Z	风轴俯仰力矩
Z	风轴侧力
M	风轴偏航力矩
M_X	风轴滚转力矩

X_1'	模型前体阻力
X_{db}	模型底部阻力
M_j	铰链力矩
C_y	升力系数
C_x	阻力系数
m_z	俯仰力矩系数
C_{xdb}	模型底部阻力系数
C_{y1}	体轴升力系数
C_{x1}	轴向力系数
m_{z1}	体轴俯仰力矩系数
C_{z1}	体轴侧力系数
m_{y1}	体轴偏航力矩系数
m_{x1}	体轴滚转力矩系数
m_j	铰链力矩系数
C_{x0}	零升阻力系数
m_{z0}	零升俯仰力矩系数
C_p	压力系数
C_Q	气动力系数通称
K_{max}	最大升阻比
A	阻力增长因子
C_y^α	升力线斜率
$m_z^{\epsilon y}$	纵向静安定性导数
C_{z1}^β	侧力静导数
m_{y1}^β	航向静安定性导数
m_{x1}^β	横向静安定性导数
m_z^α	俯仰力矩系数对迎角的导数
m_z^ϵ	平尾效率
$m_z^{\delta r}$	升降舵效率
$m_y^{\delta \gamma}$	方向舵效率
$m_{x1}^{\delta x}$	副翼效率
X_p	压心至机翼平均气动力弦前缘（或至弹头）的距离
\bar{X}_p	压心相对位置（ $= X_p/b_A$ 或 X_p/L ）
X_F	焦点至机翼平均气动力弦前缘（或至弹头）的距离
\bar{X}_F	焦点相对位置（ X_F/b_A 或 X_F/L ）
X_G	重心至机翼平均气动力弦前缘（或至弹头）的距离
\bar{X}_G	重心相对位置
b_A	平均气动力弦长
l	机翼展长

L	弹体长度
s	机翼面积
Δl	模型力矩参考点与天平校心之间的轴向距离（校心在前为正，反之为负）
Δl_y	模型力矩参考点与天平杆轴线间的距离（校心在上为正，反之为负）
s_1	模型尾环面积（扣除天平杆横截面积后的模型底部面积）
s_2	天平杆横截面积
α	攻角
β	侧滑角
γ	滚转角
δ_x	副翼偏角
δ_y	方向舵偏角
δ_z	升降舵偏角
φ	全动平尾偏角
δ_{cm}	操纵面（升降舵、方向舵、副翼）的偏角
α'_M	“ α ” 机构指示角度
$\Delta\alpha_{co}$	试验段纵向气流平均偏角
$\Delta\beta_{cp}$	试验段横向气流平均偏角
$\Delta\alpha_e$	天平杆弹性变形产生的模型攻角增量
$\Delta\beta_e$	天平杆弹性变形产生的模型侧滑角增量
$\Delta\gamma_e$	天平杆弹性变形产生的模型滚转角增量
$\Delta\alpha_{an}$	模型安装角
σ	总压恢复系数
ϕ	流量系数

2. 座标轴系

FL-1风洞实验采用的所有座标轴系，都是右手直角坐标系，见图0-1。

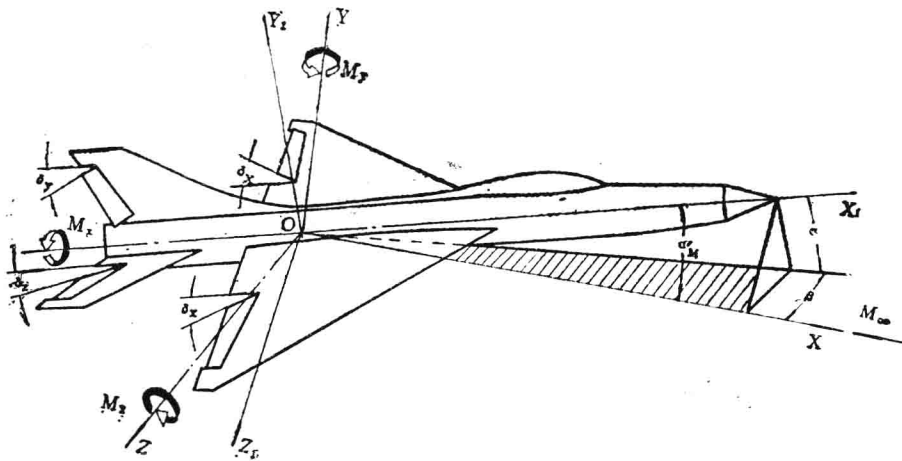


图0-1 座标轴系、气动力、力矩、角度定义

(1) 风轴坐标系 $OXYZ$;

该坐标系的原点选在模型的力矩参考点上。

速度轴 OX ，与飞行速度方向重合，迎气流方向为正。

升力轴 OY ，位于 XOY 直角座标平面内，直垂于 OX 轴，向上为正。

侧力轴 OZ ，垂直于 XOY 平面，与 OX 轴、 OY 轴形成右手坐标系。

(2) 体轴坐标系 $OX_1Y_1Z_1$;

该坐标系的原点选在模型的力矩参考点上。

纵轴 OX_1 ，与机身轴线重合，指向机头为正。

竖轴 OY_1 ，位于飞行器的纵向对称面内，垂直于 OX_1 轴，向上为正。

横轴 OZ_1 ，垂直于 X_1OY_1 平面，与 OX_1 轴、 OY_1 轴形成右手坐标系(即指向右翼为正)。

(3) 天平轴坐标系 $OX'Y'Z'$;

该坐标系的原点选在天平的校正中心上。

OX' 轴，与天平轴线重合，指向前方为正。

OY' 轴，位于 $X'OY'$ 平面内，垂直于 OX' 轴，方向由天平的静校加载方向而定。

OZ' 轴，垂直于 $X'OY'$ 平面，与 OX' 轴、 OY' 轴形成右手坐标系。

(4) 模型、天平的载荷方向规定见图0-1。

阻力 X_1 、 X' ，顺气流方向为正；

升力 Y_1 、 Y' ，指向模型上表面为正；

侧力 Z_1 、 Z' ，指向右翼为正；

俯仰力矩 M_{z_1} 、 $M_{z'}$ ，使模型产生抬头力矩为正；

偏航力矩 M_{y_1} 、 $M_{y'}$ ，使模型右翼前移力矩为正；

滚转力矩 M_{x_1} 、 $M_{x'}$ ，使模型右翼向下力矩为正。

第一章 风 洞

1.1 概 述

风洞，是在一个按一定要求设计的管道内，用动力装置驱动一股可控制的模拟真实大气情况的气流，以供进行各种气动实验用的设备。它是实验空气动力学的主要实验设备之一。

航空工业部沈阳空气动力学研究所的FL-1风洞，是一座半回流暂冲下吹式三音速风洞。该风洞是按照苏联AT-1风洞图纸建造的。于1958年8月开始兴建，1960年3月投入使用。在风洞建设过程中，来华的苏联专家帮助解决了建造和调整中所遇到的许多问题。FL-1风洞外观和主要部件见图1-1及图1-2。

FL-1风洞建成后又进行了不少改进，如：1979年风洞测量、控制和处理系统实现了自动化，更新了1958年以来的测、控、处手段，在实验中能自动采集数据，并对数据进行即时处理；用三次曲线-Foelsch法设计加工的新 $1^{\circ}\sim 5^{\circ}$ 喷管投入使用，较大的改善了风洞流场品质；随着实验技术的开展和各种新式天平相继投入使用，从而扩大了FL-1风洞的实验范围。

FL-1风洞，经过流场校测和标模实验的鉴定，证明了风洞性能良好。现在，该风洞可以做常规测力实验、测压实验，也可以做部份特种实验和进行应用理论研究工作。

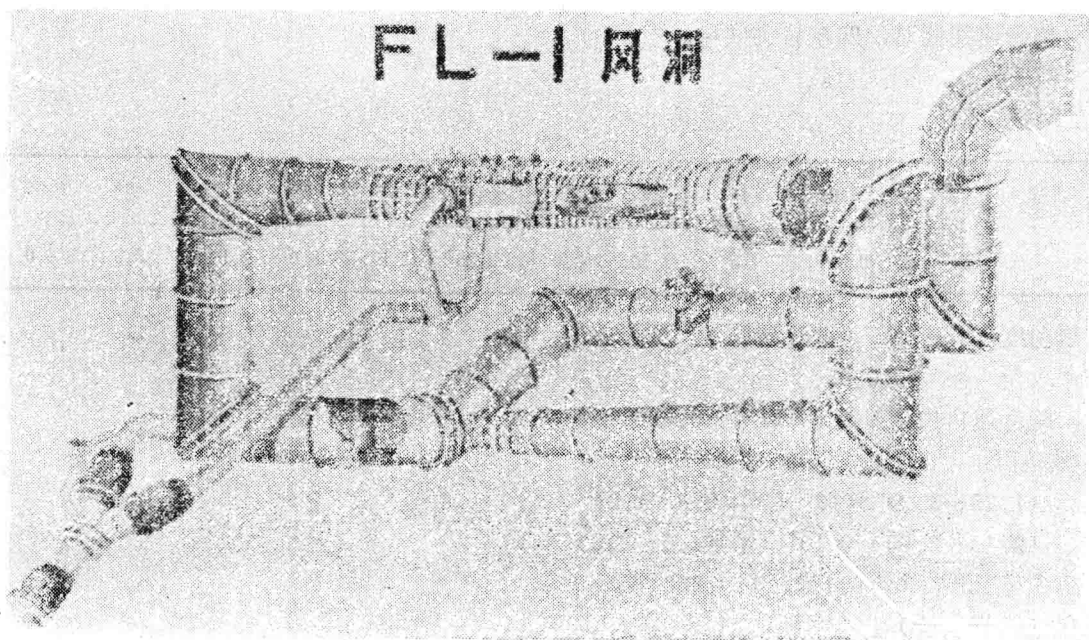


图1-1 FL-1风洞外观

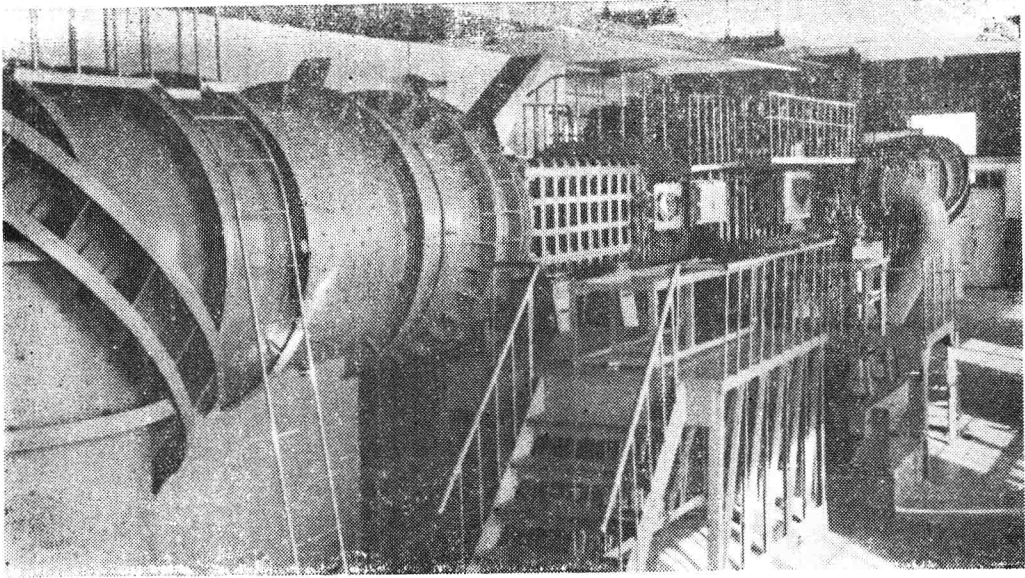


图1-2 FL-1风洞主要部件

FL-1 风洞的特性参数

名称：航空工业部沈阳空气动力研究所（或航空工业部第六二六研究所）FL-1风洞

风洞类型：半回流暂冲下吹式

实验段尺寸：0.6米×0.6米

实验段洞壁类型：跨音速实验时，上、下壁是开闭比为15%的直孔板；孔直径为10毫米；左、右侧壁为实壁。

超音速实验时，四壁皆为实壁。

喷管：二元固块喷管

M数范围：

喷 管	0#	1#	2#	3#	4#	5#	6#	7#	8#	9#
名义M数	0.5~1.2	1.5	1.75	2.0	2.25	2.5	3.0	3.25	3.5	4.0

控制精度：

攻角 $\Delta\alpha \leq \pm 0.05^\circ$

跨音速自由流M数 $\Delta M \leq \pm 0.005$

R.数范围：

$(1.35 \sim 2.2) \times 10^6$ ($M = 0.6 \sim 1.2$)

$(2.15 \sim 2.65) \times 10^6$ ($M = 1.5 \sim 2.5$)

参考长度 $L = 0.1$ 米, $T_0 = 288^\circ\text{K}$ 。

总压（常规实验）：

1.05~1.35 大气压 ($M = 0.6 \sim 1.2$)

1.39~2.7 大气压 ($M = 1.5 \sim 2.5$)

速压（常规实验）：

2150~5600公斤/米² (M=0.6~1.2)

6100~6800公斤/米 (M=1.5~2.5)

总温：

-10°C~30°C（与气候有关）

贮气容积：

5000米³

1.2 气源系统

对进入风洞气流的基本要求是：

(1) 它必须具有一定的能量，即需要足够的压力比，用以克服风洞各段的损耗，建立起所需流速的流场；

(2) 该气流必须是干净的；

(3) 它必须具有一定的流量；

(4) 保证有足够的实验时间。

在暂冲式风洞中，气源系统一般包括空压机、空气净化系统和贮气容器等。

图1-3给出了空气流程示意图。

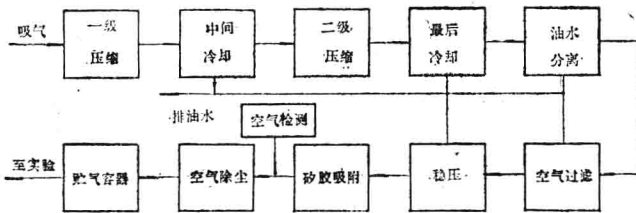


图1-3 空气流程示意图

图1-4给出了FL-1风洞空压机站网络示意图。

1. 空压机吸风口；
2. 空压机吸风过滤器；
3. 空压机；
4. 最后冷却器；
5. 空气过滤器；
6. 油水分离器；
7. 稳压罐；
8. 砂胶干燥塔；
9. 空压站出口最后总阀门；
10. 最后除尘器；
11. 贮气球；
12. 贮气罐；
13. 主管道；
14. 供空压机调节用贮气罐；
15. 砂胶加热器吸风室；
16. 七号叶氏鼓风机；
17. 砂胶加热器的加热炉；
18. 逆止阀。

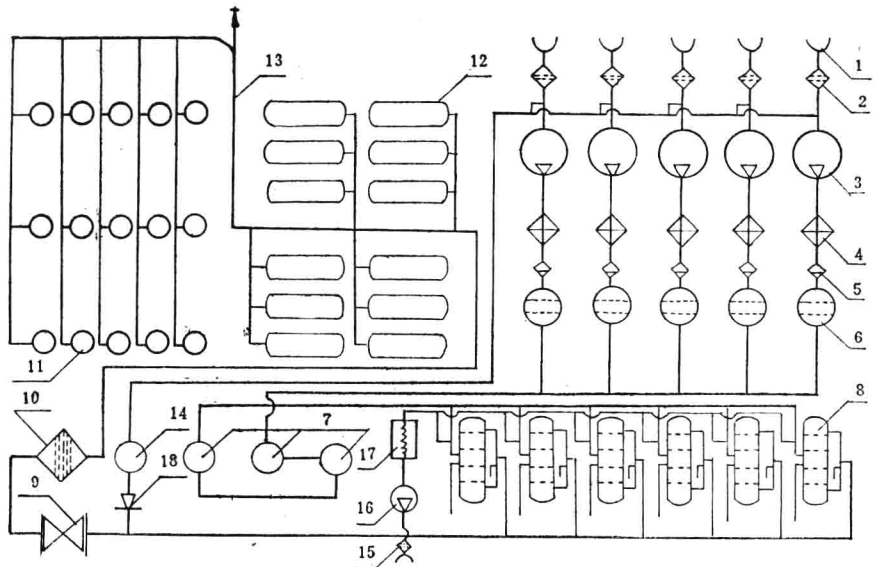


图1-4 空压机站网络示意图

1.2.1 空压机

吹风实验前，依靠压气机把贮气罐充满，以提供风洞有一定压力的工作介质。压气机一般不自行设计，而是选用厂家出的标准产品。

现在，FL-1风洞空压机站配备有五台空压机。其中，有四台沈阳空压机厂生产的L1-800/8型双缸往复式水冷式空压机，单机功率为480瓩，排气量设计指标为100米³/分，实际为90米³/分；还有一台日本产的BTD₂-ICC型对称往复式水冷式空压机，其功率为450瓩，排气量设计指标为103.2米³/分，实际为90米³/分。

1.2.2 空气净化系统

FL-1风洞压气机站配备有流量为500米³/分的空气净化系统，它由油水分离器、空气过滤器、稳压罐、矽胶吸附塔、除尘器等组成。空气净化系统的作用是：

(1) 使空气中的含水量降至0.2克/公斤空气，以免水蒸汽形成凝结激波对风洞流场产生不利影响；

(2) 除去油和灰尘等空气中所含有的杂质，可以减少或防止它们对流场，模型及其它设备的不利影响。

1.2.3 贮气容器

贮气容器实际上是一个储能器，用小功率的压气机，在一定的时间内对贮气容器充气，把能量贮存起来，而在吹风时能在短时间内释放出大量能量。

FL-1风洞的贮气容器约有5000米³容积，它们由两种形状的贮气罐组成：一种是直径 $\phi 7.4$ 米的球形罐15个，每个容积约200米³；另一种是直径 $\phi 3$ 米、长12米的圆柱形贮气罐24个，每个容积约80米³。这些容器是按承受8个大气压（表压）设计的。

1.3 风洞洞体

FL-1风洞洞体主要由下列各部分组成：启动闸门、调压闸门、带混合室的增量引射器、回流段、前室、喷管箱、实验段、可调节的超音速扩散段、带混合室的吸入引射器、亚音速扩散段和排气消音塔等。图1-5为FL-1风洞结构示意图。

1.3.1 前室和收缩段

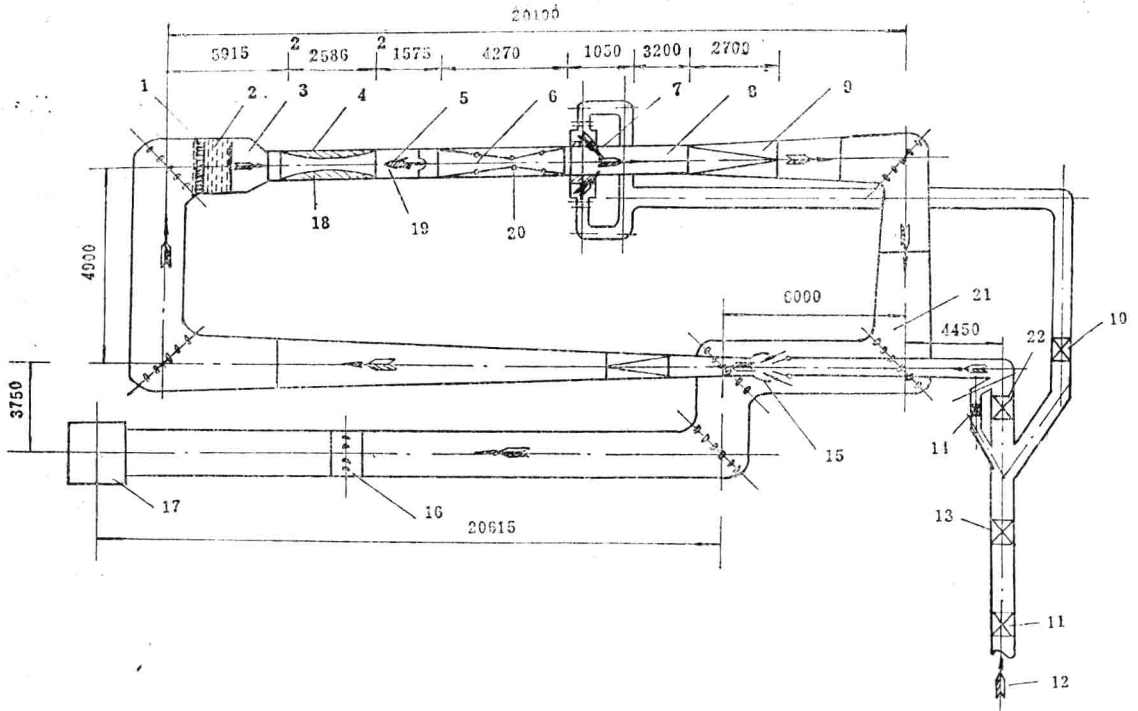
前室，亦称安定段或稳定段，它的作用是使流经闸门和拐角导流片等之后产生有大量旋涡、方向不一致的紊乱气流，经过这一段使之稳定下来，以便在收缩段之前使气流流速均匀，流向平直和减少紊流度。

前室是一段 $\phi 1920$ 毫米的等直径圆筒管道，在前室内装有蜂窝器和阻尼网。蜂窝器是由格为14毫米的六角形钢管钎焊而成的；在蜂窝器前装有一层规格为20目/吋的铜网，在蜂窝器后装有十层规格为10目/吋的铜网。

为测量前室气流的总压和总温，在阻尼网后面装有四个总压测量管和一个BA2型铂电阻测温传感器。

收缩段位于前室和喷管段之间，其作用是把从前室来的低速气流在流程损失最小的情况下，均匀连续的加速，降低紊流度后送入喷管段。

收缩段是由内外两个壳体组焊而成的双层结构，内腔由 $\phi 1920$ 毫米的圆形逐渐缩小变为600毫米 \times 700毫米的长方形，进出口截面收缩比为6.9，系按Вещевский公式进行设计的。内壁曲面只起维持形状的作用，不受力，在壁上多处开孔；外层壳体为承力件，表面焊有加强筋。该段出口采用可卸式螺栓连接，出口截面尺寸与喷管段入口截面尺寸严格一致，且



1. 蜂窝器; 2. 阻尼网; 3. 前室; 4. 喷管; 5. 实验段; 6. 超音速扩散段; 7. 吸入引射器; 8. 混合器; 9. 亚音速扩散段; 10. 1#调压阀门; 11. 总阀门; 12. 来自空压站气源; 13. 启动阀门; 14. 旁路阀门; 15. 增量引射器; 16. 排气节流门; 17. 消音塔; 18. 第一喉道; 19. 模型; 20. 第二喉道; 21. 回流段; 22. 2#调压阀门。

图1-5 FL-1风洞结构示意图

内腔表面光滑。

1.3.2 喷管段

将喷管装在喷管箱（亦称插入箱）内组成喷管段，是风洞的重要组成部分。它位于收缩段之后，实验段之前。喷管的作用是使气流加速到所需要的 M 数，并且使气流均匀。

亚、跨音速实验时用 0° 喷管，超音速实验时靠更换不同的二元固块喷管得到不同实验 M 数，FL-1风洞共设计制造了九付超音速喷管，目前只校出 $1^\circ \sim 5^\circ$ 五付喷管投入了使用。

FL-1风洞有左、右（逆气流方向）两个插入箱。目前，左箱可装 1° 、 3° 、 5° 喷管，右箱可装 0° 、 2° 、 4° 喷管，这样可以交替使用，以缩短实验准备时间，提高实验效率。插入箱由四块加强的壁板通过螺栓联接而成。箱体外廓尺寸（长×宽×高）为2586毫米×900毫米×1100毫米，内腔截面尺寸为600毫米×700毫米，其出口截面与实验段入口截面一致，均为600毫米×600毫米。

插入箱用电动机为动力，使其可在垂直于风洞洞体轴线的固定轨道上移动，以便更换喷管、实验段壁板和更换模型、天平等进行不同项目的实验。

为测量喷管沿轴向及出口处的压力分布，在插入箱两侧壁中心线上各开一排（48个）测压孔，在两侧壁靠实验段的一端沿垂直于轴线的方向各开一排（11个）测压孔。孔的内径为 $\phi 1$ 毫米。

1.3.3 实验段

实验段位于喷管段之后，是FL-1风洞的最主要部件之一。为保证模型在所需的实验状