

航空高等院校教材

# 风洞特种实验

夏玉顺 郝忠祥 鲍国华 合编



航空专业教材编审组

# 风 洞 特 种 实 验

夏玉顺 郝忠祥 鲍国华 合编

航空专业教材编审组

## 内 容 简 介

本书讲述风洞特种实验的一些基本问题,主要内容是:进气道实验、喷流实验、翼型实验、吹气襟翼实验、半模型实验、铰链力矩实验、动导数实验、投放实验、螺旋桨和螺旋桨飞机模型带动力实验等。本书是根据西北工业大学空气动力学专业“风洞特种实验”选修课大纲编写的。该书可作为空气动力学专业研究生课程教材,也可从中挑选部分内容作为空气动力学专业高年级学生选修课教材,还可作为从事空气动力学实验工作的有关人员的参考书。

主审稿人 戴昌晖

责任编辑 苏相盘

## 风 洞 特 种 实 验

夏玉顺 郝忠祥 鲍国华 编

\*

航空专业教材编审组

西北工业大学印刷厂印装 内部发行

\*

787×1092 1/16 印张 12.75 318 千字

1983年4月第一版 1983年4月第一次印刷 印数 001—600 册

统一书号: 21141 j (三教)34 定价 1.33 元

## 前 言

因为本书讲述非常规的模型测力和测压的风洞实验，所以定名为“风洞特种实验”。共包括九部分内容：进气道实验、喷流实验、翼型实验、吹气襟翼实验、半模型实验、铰链力矩实验、动导数实验、投放实验、螺旋桨和螺旋桨飞机模型带动力实验等。这些实验是飞机设计和研制过程中必须进行的实验项目。当然，除这些实验外，还有一些也属于特种实验，例如：颤振实验、直升机旋翼和风机的实验、抖振实验、风洞自由飞和 V/STOL 模型实验等。但由于人力的时间的限制，目前本讲义尚未包括这部分内容，待以后再版时逐渐扩大和充实。

本书是根据西北工业大学空气动力学专业制定的“风洞特种实验”选修课大纲编写的。该课程是空气动力学专业高年级的一门选修课，课内 60 学时。由于每章都有相对独立性，所以教学不受时数或先后顺序的影响，可根据具体情况选取部分内容进行教学。学生在学习本课程之前，应学过“空气动力学基础”、“风洞实验技术”和“飞行力学”等课程。本书主要读者对象是航空院校空气动力学专业的研究生和高年级学生，也可作为从事空气动力学实验工作的有关人员的参考书。

本书主要是根据国内各主要空气动力研究所，尤其是中国气动发展中心的研究报告并参考部分国外技术报告编辑而成的。所以本书的主要内容是叙述我国空气动力实验工作者在有关方面的研究成果。实际上，每章的基本内容都是一个专题，涉及的问题范围很广泛，特别是与电测和计算机等密切相关，但由于专业范围的限制，所以本书讲述的内容以空气动力实验方法的基本原理为主。每章的内容大致包括：引言、模型设计、实验方法、数据处理和实验结果的简单介绍等。

为了教学和读者的方便，在第二章和第九章中用一定的篇幅讲述了喷流结构和特性，螺旋桨理论和螺旋桨性能等内容（以\*表示），仅供参考。

本书第四章和第七章由夏玉顺执笔，第二章、第八章和第九章由郝忠祥执笔，第一章、第五章和第六章由鲍国华执笔，第三章由杨堃执笔。全书经共同讨论后由夏玉顺统一处理。

本书的主审是南京航空学院的戴昌晖教授，审阅了全部文稿后，对本书提出了许多宝贵的建议。本书的编辑是西北工业大学的苏相盘同志，仔细审阅了全部文稿。

在本书编写过程中，中国气动发展中心一所和二所及其他研究所给予了大力支持和帮助。而本书的初稿曾请中国气动发展中心一所和二所部分同志审阅，提出了许多宝贵意见，作者据此作了补充和修改，特此一并致谢。

由于作者水平有限，缺点、错误在所难免，欢迎读者在使用过程中提出批评指正。

作 者

1982.12.

# 目 录

<b>第一章 进气道实验</b> .....	1
§ 1-1 引言.....	1
§ 1-2 进气道的作用与类型.....	1
§ 1-3 进气道的性能参数.....	4
§ 1-4 进气道实验的目的和风洞实验.....	7
§ 1-5 进气道模型.....	8
§ 1-6 进气道实验参数的测量与数据处理.....	10
§ 1-7 几个进气道实验的结果.....	19
<b>第二章 喷流实验</b> .....	21
§ 2-1 引言.....	21
§ *2-2 亚音速喷流结构.....	22
§ *2-3 音速和超音速喷流的基本特性.....	32
§ *2-4 喷流的相似参数.....	37
§ 2-5 低速风洞喷流实验.....	38
§ 2-6 高速风洞喷流实验.....	47
§ 2-7 喷流实验技术今后改进的方向.....	55
<b>第三章 翼型实验</b> .....	58
§ 3-1 引言.....	58
§ 3-2 实验装置.....	59
§ 3-3 模型.....	60
§ 3-4 测量方法和仪器.....	62
§ 3-5 数据处理.....	67
§ 3-6 洞壁的影响.....	67
§ 3-7 附面层固定转捩.....	76
§ 3-8 实验结果简介.....	78
<b>第四章 吹气襟翼实验</b> .....	79
§ 4-1 引言.....	79
§ 4-2 吹气动量系数.....	79
§ 4-3 吹气襟翼的模型设计.....	82
§ 4-4 实验测量吹气动量系数.....	87
§ 4-5 风洞实验数据处理.....	90

<b>第五章 半模型实验</b> .....	95
§ 5-1 引言.....	95
§ 5-2 常用的几种半模型实验方法.....	96
§ 5-3 半模型实验结果数据处理.....	107
<b>第六章 铰链力矩实验</b> .....	109
§ 6-1 引言.....	109
§ 6-2 铰链力矩系数的定义和影响因素.....	110
§ 6-3 半模与全模铰链力矩实验.....	111
§ 6-4 铰链力矩天平.....	113
§ 6-5 实验结果及有关实验技术问题.....	116
<b>第七章 风洞动导数实验</b> .....	120
§ 7-1 引言.....	120
§ 7-2 动导数实验的模型和相似参数.....	121
§ 7-3 自由振动法.....	121
§ 7-4 强迫振动法.....	126
§ 7-5 强迫振动系统和校测.....	128
§ 7-6 低速刚性强迫振动法的测试原理和数据处理.....	132
<b>第八章 投放实验</b> .....	135
§ 8-1 引言.....	135
§ 8-2 相似准则及相似流场中的参数关系.....	137
§ 8-3 模型设计与调整.....	147
§ 8-4 投放实验的设备.....	150
§ 8-5 投放实验的记录方法.....	154
§ 8-6 实验数据处理.....	159
<b>第九章 螺旋桨及螺旋桨飞机模型带动力实验</b> .....	164
§ 9-1 引言.....	164
§ 9-2 螺旋桨的几何特性.....	164
§ *9-3 螺旋桨理论简介.....	167
§ 9-4 螺旋桨模型实验.....	174
§ *9-5 螺旋桨的性能曲线及其应用.....	175
§ *9-6 定距螺旋桨和变距螺旋桨.....	178
§ 9-7 螺旋桨对飞机的附加影响.....	182
§ 9-8 螺旋桨飞机模型带动力实验.....	184
§ 9-9 螺旋桨飞机模型带动力实验的辅助设备.....	193
§ 9-10 螺旋桨飞机模型带动力实验数据处理.....	195
参考文献.....	197

# 第一章 进气道实验

## § 1—1 引 言

飞机的动力装置，例如涡轮喷气发动机或涡轮风扇发动机等的性能与进气道的工作特性关系很大，进气道性能的好坏直接影响到发动机所能产生的推力的大小以及发动机能否进行正常工作。例如：若进气道的性能太差，将会引起发动机喘振，甚至导致发动机熄火。随着航空事业的不断发展，飞行器的飞行速度不断提高，对飞行器性能要求也不断提高，要求动力装置能产生更大的推力，并相对地消耗更少的燃油，因而，对进气道的性能也提出了更高的要求。因此，不少国家对进气道的设计和实验技术开展了大量的研究工作，期望通过进气道性能的提高来改善飞行器的性能。

本章将概括介绍进气道的作用、性能参数以及进气道实验技术的有关问题。

## § 1—2 进气道的作用与类型

### 一、进气道的作用

顾名思义，进气道就是气流进入发动机的流管道。喷气式发动机产生推力的原理是动量定理，流入发动机的空气，按一定方式经过压缩以后，与喷入的燃油燃烧，使油气混合物达到高温高压状态，然后以高速通过发动机尾喷口喷出，由于流入发动机和流出发动机的气流之间存在巨大的动量差便产生所需要的推力。由此可见，进气道的功用为：

(1) 通过进气道将空气引入发动机，并向发动机提供足够的空气流量，以保证发动机的正常工作，产生足够的推力。

(2) 将迎面流入发动机的气流减速，使进入压气机（风扇）的气流速度不致太高，以便压气机能在较高的增压效率范围内工作。

(3) 气流流经进气道的减速扩压过程，可以增大整个发动机系统的增压比，这有利于提高发动机的效率，增加推力。

从热力循环的角度来看，在进气道和压气机内，气流的状态变化过程都是压缩过程。喷气发动机的性能与发动机热力循环中压缩过程的增压比有密切的关系。发动机的总增压比  $\pi$  由下式确定：

$$\pi = \frac{p_{03}}{p_a} = \frac{p_{03}}{p_{02}} \cdot \frac{p_{02}}{p_a} = \pi_k \cdot \pi_{Bz}, \quad (1-1)$$

式中  $p_a$ ——大气压强；

$p_{02}$ ——进气道出口（压气机进口）总压；

$p_{03}$ ——压气机出口总压；  
 $\pi_k$ ——压气机增压比，等于  $p_{03}/p_{02}$ ；  
 $\pi_{Bx}$ ——进气道增压比，等于  $p_{02}/p_a$ 。

而进气道的增压比又可写为：

$$\pi_{Bx} = \frac{p_{02}}{p_a} = \frac{p_{02}}{p_{01}} \cdot \frac{p_{01}}{p_a} = \sigma \left( 1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}, \quad (1-2)$$

式中  $M$ ——飞行马赫数；  
 $p_{01}$ ——来流总压；  
 $k$ ——比热比；  
 $\sigma$ ——进气道总压恢复系数。

在飞行中，当  $M$  数比较小时， $\pi_{Bx}$  比较小，例如，当  $M$  数为 0.8 时， $\pi_{Bx}$  等于 1.5；但是当飞行  $M$  数增大时， $\pi_{Bx}$  就比较大，这是由于进气道内高速流入的气流被滞止，引起压气机进口总压  $p_{02}$  增大所形成的。由图 1-1 可以看出，当飞行  $M$  数为 2.5 时，在理想情况下，进气道的增压比为 17，这已超过了通常压气机的增压比。当飞行  $M$  数达到 3.0 时，进气道增压比达到 36 左右，在这样的飞行速度下，可以取消压气机，单靠冲压就可以有效地工作，这就是冲压式发动机的工作原理。

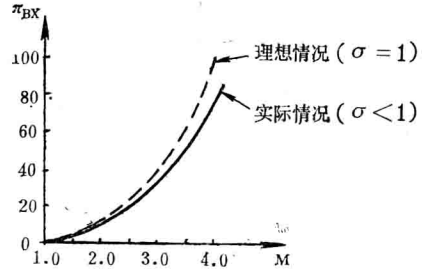


图 1-1 进气道增压比与飞行  $M$  数的关系

随着飞行速度不断提高，进气道的增压比成为发动机总增压比的重要组成部分，进气道性能的好坏对发动机性能有重要影响，进气道成为高速飞行器动力装置的一个重要部分。

进气道的增压比不仅与飞行  $M$  数有关，还与进气道的总压恢复系数有关。总压恢复系数值标志着进气道内气流滞止过程损失的大小。图 1-1 中虚线表示无损失时进气道增压比和飞行  $M$  数的关系，实线表示有损失时的情况。由于在实际流动情况下，总不可避免地存在着粘性损失，在超音速情况下还存在激波损失，因此，进气道的总压恢复系数总是小于 1 的，也就是说，实际情况的进气道增压比总是小于理想情况的进气道增压比，二者的差别就反映了进气道总压恢复系数的大小，即反映了气流滞止过程损失的大小。显而易见，损失越大，差别就越大，当飞行  $M$  数等于 2.5 时，理想情况的进气道增压比为 17，但实际情况只能达到 12 左右。

## 二、进气道的类型

### 1. 亚音速进气道

亚音速进气道的形状很简单，通常它为一个开口的管道，其唇口较钝，内管道的面积分布是逐渐扩大的，扩散角一般为  $5^\circ$  左右，目前，在大多数的亚音速及低超音速 ( $M < 1.3 \sim 1.5$ ) 飞机上都采用这种形式的进气道。对亚音速飞机来说，通常将进气道的进气口面积设计得比较大，以便气流在进气道外先减速扩压，即进气口外的流线是扩张的，如图 1-2(a) 所示。由于亚音速气流在进气口外减速可以没有总压损失，而且进口速度降低后在进气道内流



动的总压损失也较小，因此，可以使进气道的增压比提高。对于低超音速飞行器来说，在超音速飞行时，进气口外将产生一道正激波，气流通过激波速度降为亚音速，然后进入进气道，所以，有时也称它为正激波进气道，如图 1-2(b) 所示。在这种情况下，进气道的进气口面积就不能设计得太大了，通常要使进气道在设计状态工作时，进入进气道的自由流管面积  $A_\infty$  与进气道进口面积  $A_1$  差不多大，否则，将会使进气道的附加阻力大大增加。

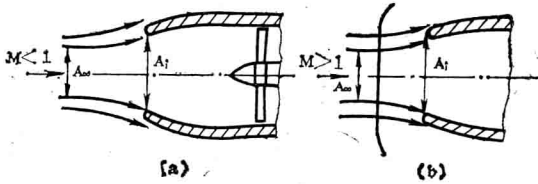


图 1-2 亚音速进气道

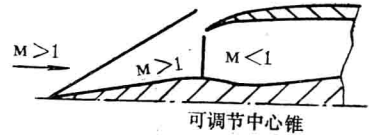


图 1-3 外压式超音速进气道

## 2. 超音速进气道

从空气动力的角度分析，按超音速气流在进气道内还是在进气道外滞止为亚音速气流，可进一步细分为内压式进气道、外压式进气道和混合式进气道，它们的工作特点各不相同，下面分别叙述。

### a、外压式进气道

这种进气道是在进气道口外通过激波将超音速气流滞止为亚音速。因为超音速气流的滞止扩压过程是在进气道外完成的，故称为外压式进气道。流入外压式进气道的气流是亚音速气流。外压式进气道是获得广泛应用的超音速进气道。

最常见的外压式进气道为外斜激波系进气道，如图 1-3 所示。外斜激波系进气道是利用进气道的中心锥体，使超音速气流在进入进气道前经过一道或几道斜激波，逐渐使其速度滞止、方向偏转，最后，通过在进口处的一道弱的结尾激波将超音速气流降为亚音速气流，再进入进气道。

由于外压式进气道的性能比较好，又不存在启动问题，因此广泛应用于飞行  $M$  数低于 2.0~2.2 的超音速飞机上。如果飞行  $M$  数再高，而为把速度较高的超音速气流压缩到结尾激波前比较低  $M$  数的超音速气流（如 1.3 左右），结尾激波前气流的偏角就会很大，相应的外唇角（唇口外唇面与来流方向的夹角）也很大，则进气道外罩的波阻就很大。

### b、内压式进气道

内压式进气道是一个通道面积先收缩后扩张的管道。超音速气流在收缩段内减速，然后，在喉道或喉道后一点处变为亚音速，亚音速气流在扩张形管道内进一步减速扩压。它把超音速气流压缩为亚音速气流全在管道内进行，因此称为内压式进气道。内压式进气道的主要优点是它可以没有外罩波阻，但它有启动问题和工作不稳定问题，这些缺点限制了它的应用，因此，现代飞机上还很少采用内压式进气道。

### c、混合式进气道

混合式进气道是在外压式进气道的基础上吸收了内压式进气道的工作原理综合而成的，如图 1-4 所

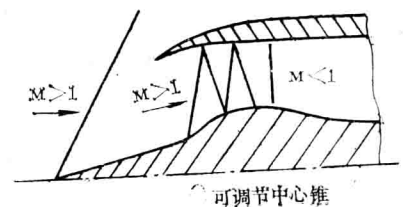


图 1-4 混合式超音速进气道

示。它兼有外压式进气道和内压式进气道的特点，目前，在飞行  $M$  数大于 2.0~2.5 的超音速飞机上趋于采用混合式进气道，以保证良好的飞行性能。

### § 1-3 进气道的性能参数

前面我们已经提到，进气道性能的好坏对发动机的工作特性有很大的影响。总的来讲，要求进气道能在所有的飞行范围内尽可能地减小气流流动的总压损失；保证提供发动机所必需的空气流量；要求进入发动机的气流均匀；并尽可能地减小进气道的外部阻力和附加阻力。与这些要求相联系，可以用一些性能参数来表征和分析进气道的工作特性。这些性能参数为：流量系数  $\varphi$ ，总压恢复系数  $\sigma$ ，进气道阻力  $X$ ，进气道出口畸变指数。下面我们分别对这几个性能参数进行讨论：

#### 一、流量系数 $\varphi$

进气道流量系数定义为实际进入进气道的空气流量与以远前方气流速度流经入口截面的空气流量之比（即为进入进气道的自由流管的面积与进气道进口的捕获面积之比）。

这里所讲的捕获面积是指进气道前缘周线所围成的面积在垂直于气流的平面内的投影面积。捕获面积与进口面积不同，只有在无中心体、迎角又不太大时，二者才接近相同。

根据流量系数的定义，由图 1-5 可以看出，流量系数为：

$$\varphi = \frac{\rho_i V_i A_i}{\rho_\infty V_\infty A_\infty} = \frac{A_\infty}{A_i}, \quad (1-3)$$

式中  $A_\infty$ ——进入进气道的自由流管面积；

$A_i$ ——进气道进口的捕获面积。

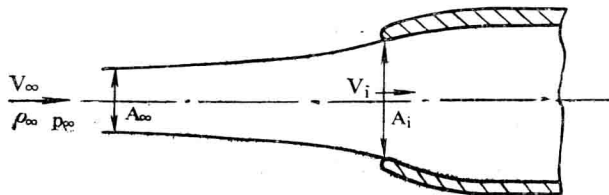


图 1-5 流量系数定义用图

从流量系数的定义可以看出，流量系数代表进入进气道流量的多少，它直接和进气道前的自由流管有关，因此，流量系数是分析进气道工作状态的重要参数，对于分析阻力以及进气道和发动机流量的匹配也很有用。此外，也可以通过流量系数概括地说明进气道入口处气流的流动情况。

例如：对于亚音速进气道，当流量系数小于 1 时，说明进气道入口处的气流是一种减速流动，入口前自由流管是扩张的；当流量系数大于 1 时，说明进气道入口处的气流是一种加速流动，入口前自由流管是收敛的；当流量系数等于 1 时，说明进气道入口处的气流基本上是一种等直管流。

## 二、总压恢复系数 $\sigma$

总压恢复系数 $\sigma$ 的定义为：进气道出口气流平均总压与自由流总压之比，即

$$\sigma = \frac{\bar{p}_{02}}{p_{01}}, \quad (1-4)$$

式中  $\bar{p}_{02}$ ——进气道出口处气流平均总压；

$p_{01}$ ——自由流总压。

由于在气流流动过程中不可避免地存在激波与粘性摩擦损失，因此总压恢复系数一定小于1。总压恢复系数的大小代表着气流流经进气道时损失的大小，它是进气道设计得好坏的标志之一。

总压恢复系数是说明推进系统做功的能力和经济学的一个参数。总压恢复系数越低，则压气机进口及出口的总压越下降，尾喷管出口处的总压也越下降，因而，气流在尾喷管中膨胀加速的能力越低，对于完全膨胀状态，则使尾喷管出口处气流的排气速度降低，因此使单位推力 $R_s$ 下降，燃油消耗 $C_s$ 增大。此外，根据流量方程：

$$G = m \frac{p_{0t} A_t}{\sqrt{T_{0t}}} q(\lambda_t), \quad (1-5)$$

式中  $p_{0t}$ ——尾喷管出口截面总压；

$T_{0t}$ ——尾喷管出口截面总温；

$A_t$ ——尾喷管出口截面面积；

$\lambda_t$ ——尾喷管出口截面气流的速度系数；

$G$ ——流经发动机的流量；

$m$ ——常数。

由此可见，随着尾喷管出口截面总压的下降，流经发动机的流量也相应下降。而发动机的推力 $R$ 为：

$$R = G \cdot R_s,$$

式中  $R_s$ ——单位推力。

显然，由于进气道总压恢复系数的下降，使尾喷管出口截面气流的总压下降，致使发动机的单位推力以及流经发动机的流量都下降，这使得发动机的推力急剧下降，发动机的性能恶化。例如：根据计算，在飞行 $M$ 数等于2.5时，由于进气道的总压损失，使进气道的增压比 $\pi_{Bx}$ 从17降为12，即 $\pi_{Bx}$ 降低约30%，则单位燃油消耗率要增大15%，而发动机推力要下降45%左右，这对于飞机的性能有很大的影响。因而，提高进气道总压恢复系数有重要的意义。

## 三、进气道的畸变指数

除了进气道出口的空气流量需满足发动机的要求外，发动机正常工作对进气道出口的流场也有一定的要求，也就是说，进气道出口截面的气流压力和温度分布要均匀。这对于保证轴流式压气机的效率和稳定地工作以及发动机的正常工作都很重要。进气道出口流场不均匀，压气机稳定工作的范围就变窄，则进一步影响飞机和发动机的运行范围。

进气道出口截面气流的均匀性可以用均匀度 $\bar{D}$ 来表示，均匀度 $\bar{D}$ 的定义为：进气道出

口截面气流总压的最大差值与进气道出口截面气流总压的平均值之比，即

$$\bar{D} = \frac{p_{02\max} - p_{02\min}}{\bar{p}_{02}}, \quad (1-6)$$

式中  $p_{02\max}$ ——进气道出口截面 95% 直径内最大总压；

$p_{02\min}$ ——进气道出口截面 95% 直径内最小总压；

$\bar{p}_{02}$ ——进气道出口截面 95% 直径内平均总压。

进气道出口截面气流的均匀性也可以用进气道的畸变指数  $D_{c60}$  来表示。畸变指数的定义：进气道出口截面任意一个  $60^\circ$  扇形平面内平均总压的最小值与进气道出口截面平均总压之差和进气道出口截面平均动压之比，即

$$D_{c60} = \frac{p_{060\min} - \bar{p}_{02}}{q_2}, \quad (1-7)$$

式中  $\bar{p}_{02}$ ——进气道出口截面平均总压；

$q_2$ ——进气道出口截面平均动压头；

$p_{060\min}$ ——进气道出口截面任意一个  $60^\circ$  扇形平面内平均总压的最小值。

用均匀度来表示进气道出口截面的气流特性只说明了整个出口截面气流不均匀的程度，它没有反映出不同畸变型式（如径向畸变和周向畸变）所产生的不同影响。而用畸变指数着重反映了进气道出口截面的周向畸变，这种沿周向气流的不均匀性对发动机的工作特性影响很大。

总压分布的不均匀将使压气机容易产生喘振。例如：若压气机进口截面某个区域内的总压（速度）比平均值小，当工作叶片转到这个区域时，叶片弦线与相对气流方向之间的夹角即迎角将变大，这就使叶片容易产生附面层分离，进而引起发动机的喘振。因此，用畸变指数来表示进气道出口截面气流的均匀性更能反映进气道气流特性对发动机工作特性的影响。

#### 四、进气道阻力 $X$

进气道是动力装置的一个部件，但是在结构安排上，它又是飞机机体的一个部分。因此，进气道的设计与安排除了要考虑与发动机推进系统有关的内流问题外，从整个飞行器的飞行性能综合考虑，还需要着重研究进气道的阻力。在研究进气道的阻力特性时，通常把阻力分成内部阻力和外部阻力两部分来处理。内部阻力是流经进气道内部气流所产生的阻力，外部阻力是由流经进气道外部气流所产生的阻力。

因为进气道阻力是整个飞行器阻力的一个组成部分，因此，在进气道设计时，要尽量减小进气道的阻力，以便使整个飞行器的阻力减小。另一方面，如果把进气道与发动机作为一个整体来考虑，由于整个发动机的有效推力可写为：

$$R_e = R - X,$$

式中  $R_e$ ——发动机的有效推力；

$R$ ——发动机的额定推力；

$X$ ——进气道的阻力。

由此可见，如果进气道的阻力越小，则发动机的有效推力就越大。因此，进气道的阻力特性间接地说明了推进系统所能产生的有效推力的大小。进气道阻力不仅与进气道的气动外形有关，而且与进气道的工作状态也有关，还与进气道在飞机上的气动布局有关，因此，进气道

阻力是进气道实验的重要内容之一。

以上几个主要性能参数是分析进气道工作情况和设计进气道时需要着重考虑的因素。它们之间互相关联，又经常互相矛盾和制约。例如，追求高的总压恢复系数和减小进气道阻力有矛盾；保证宽广的安全运行范围往往需要牺牲一些设计状态的性能。因此，在设计、选型和分析进气道时，要综合分析各种因素的影响，除了考虑设计工作状态外，还需要考虑非设计工作状态下的情况，根据飞机总体的战术技术要求，抓住主要矛盾，兼顾次要因素，统筹解决。

## § 1-4 进气道实验的目的和风洞实验

进气道的内部和外部气流流动是很复杂的，正因为如此，目前进气道气动力设计和气动力计算都只能说是一些初步的估算，很多问题均有待于在飞机进入试飞阶段前，通过一系列的模型风洞实验，以求得进一步的肯定和解决。进气道实验的项目繁多，通常有大飞行 $M$ 数下的性能实验、起飞和低速性能实验以及进气道阻力实验等。此外，还常遇到有关调节行程的选择、放气门的开度、附面层的吸除、亚、跨音速进气道的唇部型面参数选择和最有利的喉道比以及一些专题性的实验等。因此，在进气道的设计研究中，进行大量的实验是一个很重要的环节。

当前进气道实验主要研究的问题是：

(1) 超音速进气道的波系选择以及进气道几何参数的确定。

(2) 附面层吸除，包括附面层吸除系统的设计参数的选取（如内收敛度、唇口参数、进气门、放气门等），涡流发生器的研究和吸除效果的测定。

(3) 进气道与发动机匹配问题以及超音速进气道的调节特性。

(4) 进气道流场的畸变问题，包括对畸变的机理的研究，弄清畸变对压气机稳定性的影响以及改善流场畸变的措施。

风洞实验是进气道实验的基本实验手段，因为需要在整个飞行范围内取得进气道的性能数据，所以实验设备也包括了模拟地面条件的进气道实验装置——滑跑起飞状态的模拟装置和模拟空中飞行条件的进气道实验装置——亚音速风洞、跨音速风洞和超音速风洞。对于某些实验项目，如附面层吸除以及涡流发生器性能的实验等，需要比较大的模型才能进行实验。因此，相应的风洞尺寸也要求大些。

模拟地面条件的进气道实验通常可以用如下两种方法进行。一种是利用普通的风洞进行实验，把一定缩尺比例的进气道模型装在普通的风洞中，另外附加一套吸气装置或引射装置来模拟发动机中所需要的流量。图 1-6 为普通风洞进行进气道地面条件实验的示意图，模拟发动机所需要的空气流量是用专门的真空泵抽气来达到的。另一种方法是用专门设置的进气道风洞来进行实验。图 1-7 为进气道地面模拟实验风洞示意图，风洞的前端接高压气源，后端用孔板堵住，孔板的开度可以调节，实验模型由风洞后端穿过孔板伸

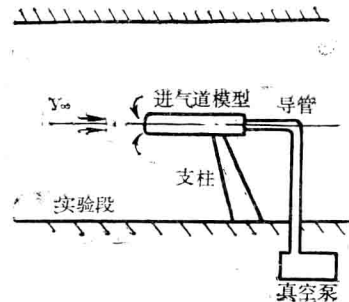


图 1-6 低速风洞进气道地面模拟实验

入风洞内。实验时，打开高压阀门，高压空气进入风洞，如果把风洞出口处的孔板堵死，气流只能全部冲入进气道向后流出，这样可以模拟来流速度近似为零时的飞机地面滑跑状态。如果把风洞出口处的孔板打开到一定的开度，风洞内的一部分气流可以通过孔板向后流出，而另一部分气流则可以通过进气道流出，此时可以模拟飞机滑跑到一定速度时的地面滑跑状态。改变开孔板的开度，就可以模拟不同滑跑速度时的进气道状态。

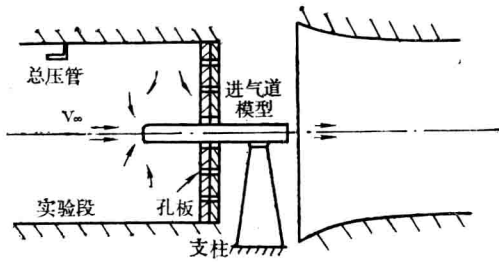


图 1-7 进气道地面模拟实验风洞

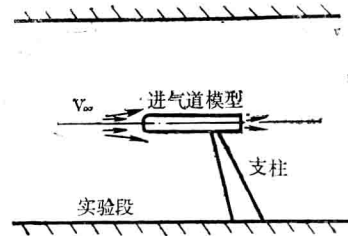


图 1-8 进气道的低速风洞实验

模拟空中飞行条件下进气道工作状态的风洞实验可以在对应速度范围的普通高、低速风洞中进行。图 1-8 为在低速风洞中进行飞行条件下进气道工作状态实验的示意图，由图可以看出，与常规测力模型实验的安排相类似，整个进气道模型用支柱支撑在风洞底板的天平上，但进气道模型设计以及实验时所需测量的参数与常规测力实验时很不一样，在下面还要介绍。

在风洞中进行进气道实验通常包括以下内容：

- (1) 测定进气道的流量，计算流量系数；
- (2) 测定进气道的总压恢复系数；
- (3) 测定进气道出口截面的总压分布，计算进气道的均匀度或畸变指数，判断进气道流场的均匀性；
- (4) 测量进气道的阻力特性；
- (5) 测量进气道的喘振点；
- (6) 测量进气道的载荷分布。

## § 1—5 进气道模型

从相似理论我们知道，要使进气道模型实验的结果能用到实际飞行器上去，必须保证实验时和实际飞行时二者物理现象相似。要使这两种物理现象相似，要求进气道实验模型与实际飞行器几何相似，并且影响进气道流动特性的相似准则相等。

首先来看进气道实验所要满足的相似准则。因为进气道的性能特性受进气道唇口上激波与附面层的相互干扰以及进气道入口壁面上的附面层流动状态的影响甚大，因此，在进行进气道实验时，除了要保证  $M$  数相等外，还要保证实验时和实际飞行时的雷诺数相同。与常规测力模型实验相同，由于实际飞行时进气道的雷诺数都已经达到其雷诺数自准区范围，因此，在进行进气道模型实验时，不必保证实验时和实际情况下的雷诺数一样，只要实验时的

雷诺数也达到其雷诺数自准区，就可以比较可靠地将实验结果推广到真实飞行情况。根据大量实验和经验，为了使实验结果有一定的可靠性，在进气道实验中，以进气道进口直径为特征长度的雷诺数应大于  $1 \times 10^6$ ，如果条件允许，最好能达到  $3.5 \times 10^6$ 。

模型的大小与风洞的大小有关。为了使模型实验时，风洞洞壁对模型的干扰不太大，对进气道模型的阻塞度有一定的要求，根据经验，通常要求阻塞度不大于 5%。

现在讨论模型的几何模拟问题。

总的来讲，要求进气道模型和真实飞行器保持几何相似。其内部形状要求模拟到发动机的第一级转子以前，特别是进气锥和唇口部分形状的模拟更为重要。其外部形状的模拟可根据需要适当选取，通常可以模拟到进气道的附面层放气口或放气门处。对于两侧进气情况，由于机身对进气道的性能特性影响甚大，还必须模拟机身的几何形状。

图 1-9 为一典型的头部进气的进气道模型。其中 1 为进气道的唇口部分，2 为进气道模型的辅助进气门，3 为发动机的整流锥，这些都是与实物保持几何相似的部分。图中其它部分都是为了测量进气道的性能特性所附加的一些测量装置以及控制流量的机构，其中，4 为总压排管，用来测量进气道出口截面（发动机入口截面）处气流的均匀度的，5 也是总压排管，它是用来较准确地测量流过进气道内气流的流量的，6 为静压孔，7 为调节流量的调节锥，它可以由直流电动机 8 带动而前后移动，从而改变气流出口通道 9 的大小，控制进入进气道气流的流量。

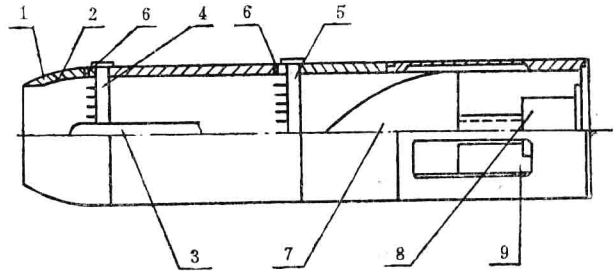


图 1-9 头部进气道模型

图 1-10 为一典型的两侧进气的进气道模型示意图。其中右侧管道仅起模拟作用而不测性能，左侧内管道几何形状一直模拟到发动机转子前，进气道前的机身外形全部模拟。总压排管用来测量进气道出口截面的总压分布，该排管一共装有 12 个总压管，由电动机 DG-6 带动，可绕其中心轴线转动，每隔  $15^\circ$  测一组数据，共可测得进气道出口截面上 144 个点的总压值。通过电动机 ZD-25 带动滑块前后移动，可以改变气流出口通道的面积，从而达到调节进气道流量的目的。

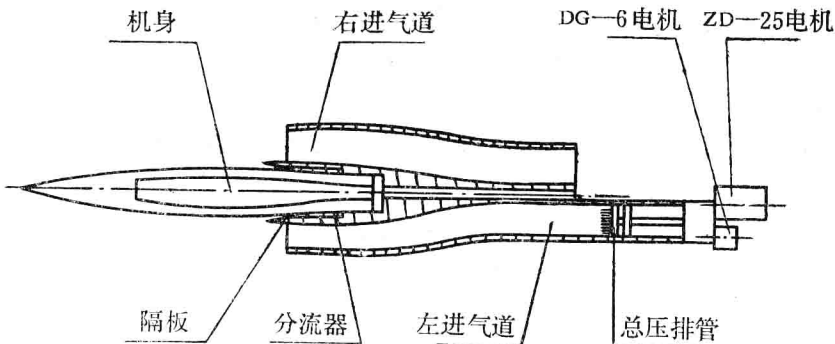


图 1-10 两侧进气道模型

整个进气道模型通过支架系统支承在风洞实验段的迎角机构上，利用迎角机构来改变进气道模型的迎角或侧滑角。

为了加工方便，并便于更换不同的头部形状以测定进气道的性能特性，通常都把进气道模型分段加工。进气道模型一般都采用金属制造，对于低速进气道模型，也可以用木质制造。

模型的加工精度应根据实际飞行器的加工精度按比例缩小。如实际飞行器的外形允差为 0.75 毫米，则在 1/6 的缩尺模型中的外形允差为 0.12 毫米。如果因模型太小以致使模型加工精度要求过高不能达到时，则可以根据主次要求，除一些关键尺寸如喉道截面面积与形状等应根据生产条件尽可能满足允差要求外，其余的可适当放宽。唇口外表面要求平滑无波纹。

## § 1—6 进气道实验参数的测量与数据处理

下面我们简单介绍进气道实验的各主要性能参数的测量方法与数据处理方法。

### 一、总压恢复系数

进气道出口截面处气流的平均总压  $\bar{p}_{02}$  与进气道入口自由流的总压  $p_{01}$  之比称为总压恢复系数，即

$$\sigma = \frac{\bar{p}_{02}}{p_{01}},$$

在进行风洞实验时，进气道入口自由流的总压就是风洞实验段的总压，它可以通过测量风洞稳定段的总压求得，即

$$p_{01} = p_{\phi}(1 - K'), \quad (1-8)$$

式中  $p_{\phi}$ ——风洞稳定段总压；

$K'$ ——由稳定段到模型区自由流的总压损失系数。

通常认为，若  $K'$  小于 1% 时，则可以近似地取  $p_{01}$  等于  $p_{\phi}$ 。因此，可以直接用所测得的稳定段总压去代替模型区自由流的总压。如果  $K'$  大于或等于 1% 时，则须将  $K'$  计入，按式 (1-8) 计算。

进气道出口截面处气流的平均总压有下列几种计算方法，可按出口截面上流场不均匀的程度和对计算的准确度的要求决定采用哪一种方法。

#### 1. 算术平均法

用截面上所有测压管测得的总压的算术平均值作为该截面的平均总压，即

$$\bar{p}_{02} = \frac{\sum_{k=1}^n p_{02k}}{n}, \quad (1-9)$$

式中  $\bar{p}_{02}$ ——截面平均总压；

$p_{02k}$ ——第  $k$  个测压管所测的总压；

$n$ ——测量点数。



## 2. 面积平均法

用面积平均法求截面平均总压的方法是：以测压点为中心，将所测截面划分为若干个面积单元，然后按下式求平均总压：

$$\bar{P}_{02} = \frac{\sum_{j=1}^N \bar{P}_{02j} \Delta A_j}{\sum_{j=1}^N \Delta A_j}, \quad (1-10)$$

式中  $\Delta A_j$ ——各面积单元的面积；

$N$ ——面积单元总数；

$\bar{P}_{02j}$ ——第  $j$  个面积单元中各测压管所测的总压的算术平均值，可按下式计算：

$$\bar{P}_{02j} = \frac{\sum_{k=1}^n p_{02k_j}}{n}, \quad (1-11)$$

式中  $p_{02k_j}$ ——第  $j$  个面积单元中的总压测量值；

$n$ ——第  $j$  个面积单元中的总压测量点数。

如果通道截面为圆形，则可以按环形也可以按扇形来划分面积单元。一般在进气道实验中，都习惯采用环形面积单元。

在进气道实验时，为了简化数据处理过程，提高数据测量的准确度，通常都按等面积原则将环形面积划分成  $N$  个等分，而每个面积单元的测压点都布置在二等分该单元环形面的圆周上。

下面我们给出将具有中心锥体的圆形流通截面划分为  $N$  个等单元环形面积，而测压点正好位于二等分单元环形面积的圆周上的各单元环形面积中测压点的径向位置的计算及布置方法。

由图 1-11 可以看出，第  $j$  个单元环形面积  $\Delta A_j$  为：

$$\Delta A_j = \pi(R_j^2 - R_{j-1}^2),$$

式中  $R_j$ ——第  $j$  个环形面积的外圆半径；

$R_{j-1}$ ——第  $j$  个环形面积的内圆半径。

令  $R_{j_p}$  为测压点所在圆的半径，此测压点应位于二等分该单元环形面积的圆周上，即

$$\pi(R_j^2 - R_{j_p}^2) = \pi(R_{j_p}^2 - R_{j-1}^2),$$

简化后可得：

$$R_{j_p}^2 = \frac{1}{2}(R_j^2 + R_{j-1}^2)。$$

根据等单元环形面积划分原则，可求得单元环形面积与总面积的关系为：

$$R_j^2 - R_{j-1}^2 = \frac{1}{N}(R^2 - R_0^2),$$

式中  $R$ ——进气道外罩内表面半径；

$R_0$ ——中心锥体半径。

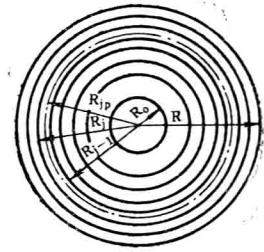


图 1-11 等环形面积划分测点布置