

【航空科学与工程研究】

# 吸气式二元翼型风洞的气动设计

魏德宸<sup>1</sup>, 焦园圆<sup>2</sup>

(1. 滨州学院 机电工程学院; 2. 滨州学院 航空工程学院, 山东 滨州 256603)

**摘 要:**翼型是机翼等气动部件的二维截面, 对于机翼乃至飞行器全机的气动性能都有着重要影响, 所以翼型研究是先进飞行器设计的基础和重点。翼型风洞是进行翼型实验的最适用风洞, 在翼型研究中发挥着不可替代的作用, 但由于其专用性, 目前关于翼型风洞设计的公开成果并不多见。基于翼型实验的参数要求, 综合运用空气动力学知识, 确定了一种吸气式二元翼型风洞的气动设计方案。设计的翼型风洞包括动力段、扩压段、实验段、收缩段和稳定段等洞体, 并配有阻尼网、蜂窝器等内部整流装置。经过计算和分析, 结果表明此风洞具有结构紧凑、湍流度低、能量利用率高的优势, 可以较好完成翼型实验, 推动飞行器技术发展。

**关键词:**翼型风洞; 吸气式; 风洞设计; 空气动力学; 航空

**中图分类号:** V 211      **文献标识码:** A      **DOI:** 10.13486/j.cnki.1673-2618.2023.02.003

翼型又称为翼剖面或叶剖面, 是机翼、尾翼、舵面、发动机短舱、螺旋桨和旋翼等飞行器重要气动部件设计的核心要素<sup>[1-2]</sup>。目前, 研究翼型的主要手段包括实验、理论分析和仿真计算。其中风洞方法是翼型实验最重要和最有效的手段, 相比于理论分析和仿真计算, 能够获得更准确的数据<sup>[3]</sup>。翼型在进行风洞实验时, 需要将翼型放置在专用风洞中, 研究翼型流动机理和分析流场品质。

翼型风洞是一种专用于测试翼型气动特性的航空二元风洞, 实验段中的流动情况需要保持二维性质, 同时对于气流的低湍流特性有着更高的要求。科研人员基于翼型风洞对翼型的选择和优化开展了广泛研究, 如李治国等分析了压力滞后及边界层滞后对 S809 翼型动态失速性能的影响<sup>[4]</sup>; 耿延升等验证了优化前后两种翼型的层流区域占比和升阻比变化<sup>[5]</sup>; 李鹏超等测量了两种现有翼型组合设计新翼型的升力系数和阻力系数<sup>[6]</sup>。相比于翼型风洞的使用情况, 对于翼型风洞设计方面的文献则相对较少, 且不够系统全面。高永卫等总结了国内外的著名翼型风洞, 对基本参数进行了举例说明<sup>[7]</sup>; 樊艳红等对西北工业大学的 NF-3 翼型风洞进行了介绍, 给出了该翼型风洞的组成部分<sup>[8]</sup>; 解万川等分析了 NF-3 翼型风洞的二元实验段设计特点和模型安装方式<sup>[9]</sup>; 薛波等给出了中国空气动力研究与发展中心低速所的翼型风洞的基本参数, 并指出流场品质对翼型实验的重要性<sup>[10]</sup>。

本文以空气动力学知识为基础, 结合二元翼型风洞的特点和需求, 系统性地对二元翼型风洞进行了气动设计, 并对风洞的湍流度品质和压力损失系数进行了计算分析。该风洞具有结构紧凑合理、湍流度低、能量损失小等优点, 可满足一般科研和教学实验的需要。

收稿日期: 2023-03-14

基金项目: 教育部产学合作协同育人项目(202101224016, 202102412020, 220603221230153); 国家级大学生创新创业训练项目(202210449006X); 山东省大学生创新创业训练项目(S202210449069)

第一作者简介: 魏德宸(1986—), 男, 江苏徐州人, 讲师, 博士, 主要从事流体力学和空气动力学研究。

E-mail: weimoving@163.com

## 1 风洞总体设计规划

### 1.1 风洞设计需求

实验段安装的翼型模型宽度为 0.1 m, 风速范围为 2~20 m/s。航空低速风洞的一般湍流度  $\epsilon = 0.2\% \sim 0.5\%$ , 而用作翼型实验的翼型风洞湍流度则应更低, 需满足  $\epsilon \leq 0.08\%$  的低湍流指标。

### 1.2 风洞类型选择

风洞类型选择是风洞设计的前提条件, 需要根据实验目的、对象和条件来确定。考虑到翼型风洞对气流品质的要求较高, 选择吸气式设计方案。吸气式风洞利用负压对静止大气吸入加速, 气源湍流度显著低于吹气叶片的吹出气流。考虑到建造成本和空间需要, 并且避免风洞洞体出现弯曲结构影响气流品质, 选择直流式方案。考虑到翼型实验的二元特性, 在实验段不能采用开口式, 选择闭口式方案。因此, 风洞的总体方案采用吸气直流闭口式翼型风洞。

## 2 风洞气动设计

风洞气动设计是指综合运用空气动力学相关知识, 通过前期设计确定风洞方案, 实现风洞预期性能指标, 确保风洞具有优良的流场品质, 从而高效可靠地完成各种气动实验。风洞气动设计涉及驱动方式、风洞类型、洞体形式、流场调节装置等多个方面。不同的风洞类型和实验目的对气动设计提出不同的要求和挑战。根据二元翼型风洞设计需求及技术参数, 经过方案可行性论证, 确定翼型风洞的气动设计原理如图 1 所示。该吸气式二元翼型风洞主要由动力段、扩压段、实验段、收缩段、稳定段、集流段和内部整流结构等部分组成。

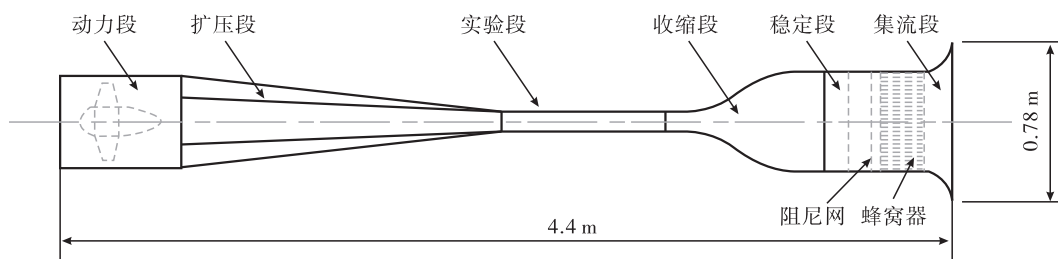


图1 吸气式二元翼型风洞气动原理图

### 2.1 实验段气动设计

实验段是整个风洞的中心, 实验模型安装在此处进行实验, 因此以实验段为设计起点进行翼型风洞气动设计。风洞实验段截面形状通常有圆形、矩形、椭圆形和八角形等, 不同的截面形状适用于不同的实验用途。如圆形截面常用于螺旋桨实验, 高宽比在 0.50~0.85 的矩形截面常用于飞机整体模型实验。而为了避免上下壁面对翼型的气流干扰, 获得良好的翼型绕流, 翼型风洞实验段常采用高宽比 3~5 的矩形截面, 因此实验段截面形状选择 0.1 m×0.5 m(宽×高) 的高窄矩形。

为使模型处于实验段的均匀流场中, 实验模型的前后都应留有一定距离。可以以实验段截面直径为参考值选取实验段长度。本实验段为矩形, 求解面积相等的当量直径约等于 0.25 m; 且 0.3 马赫数以下的低速实验时, 实验段长度一般为 1.5~4.0 倍的当量直径。因此, 本翼型风洞的长度取为 0.8 m。

### 2.2 收缩段气动设计

风洞收缩段位于实验段的气流上游, 此段截面积逐渐减小, 从而使气流加速。收缩比是收缩段进口截面积与出口截面积的比值, 是影响风洞气动性能的重要参数之一。风洞收缩比的确定要综合考虑流场品质、能耗、安装空间等多方面因素。在收缩过程中, 主流气流速度随面积减小而增大, 而脉动速度基本保持不变, 气流湍流度得到降低, 因此提高收缩比可以得到更均匀的流场。但是过大的收缩比会增加压力损失

和壁面摩擦,导致风洞所消耗的能量过大,同时也增加了建造体积和成本。收缩比的取值范围通常为 4~10,由于设计的翼型风洞对气流品质有更高的要求,需要取较大的收缩比,因此收缩比取 8<sup>[11]</sup>。由 2.1 节知,当收缩段出口尺寸为 0.1 m×0.5 m 时,收缩段入口面积为出口面积的 8 倍,入口截面尺寸确定为 0.5 m×0.8 m(宽×高)。收缩段的长度可取收缩段入口直径的 0.5~1.2 倍,入口当量直径可计算得到约等于 0.71 m,所以长度取为 0.8 m<sup>[12]</sup>。

风洞收缩段的入口尺寸、出口尺寸和长度确定后,如何得到合适的收缩曲线成为关键问题。收缩曲线是指风洞收缩段轮廓,不同的收缩曲线会导致不同的气流分布和损失,从而影响实验段的流速均匀性、脉动程度和静压梯度等参数。因此,选择合适的收缩曲线是风洞设计中的一个关键问题。常用的收缩曲线主要有维氏曲线、双三次曲线、五次方曲线以及它们的改进形式等。这些曲线都有各自的优缺点,需要根据风洞的具体要求和条件进行选择。双三次曲线由两条三次曲线连接而成,在直流低速风洞等领域有广泛的应用。已有研究表明,双三次曲线在后部收缩时主流区顺压梯度更大,因此附面层更薄,气流偏角更小有利于提高风洞实验段内气流的均匀度、稳定性和质量<sup>[13]</sup>,因此本次设计的直流翼型风洞选用双三次曲线。双三次曲线的计算公式<sup>[14]</sup>

$$\frac{D-D_2}{D_1-D_2} = \begin{cases} 1 - \frac{1}{x_m^2} \left(\frac{X}{L}\right)^3, & \left(\frac{X}{L}\right) \leq x_m, \\ \frac{1}{(1-x_m)^2} \left[1 - \left(\frac{X}{L}\right)\right]^3, & \left(\frac{X}{L}\right) > x_m. \end{cases}$$

其中: $D$  为收缩曲线轴向各点的高度或宽度, $D_1$ 、 $D_2$  为收缩起始端和结束端的高度或宽度, $L$  为收缩段总长, $X$  为收缩曲线各点的轴向长度, $x_m$  为两条三次曲线的连接点位置。

计算得到的收缩段曲线如图 2 所示,气流在截面收缩过程中实现稳定加速。

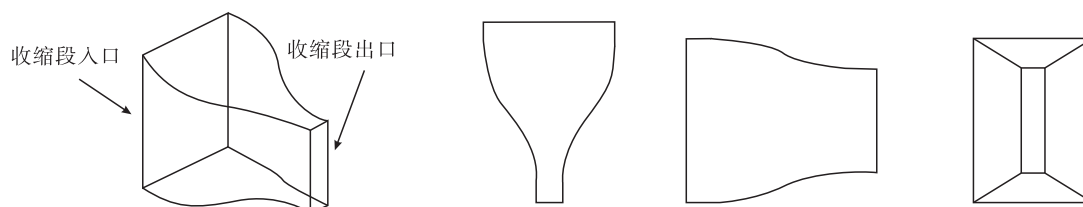


图 2 收缩段曲线的多向视图

### 2.3 稳定段设计

风洞稳定段的作用是使气流在进入收缩段前,具有良好的均匀性和平行性,从而保证实验段内气流的质量。风洞稳定段内设置有蜂窝器和阻尼网,用于消除气流中的湍流,提高气流的稳定性和均匀性。稳定段内部是等截面洞体,入口和出口的截面尺寸均为 0.5 m×0.8 m,当量直径约等于 0.71 m。稳定段的长度可以根据气流下游的收缩段的收缩比数值来确定,当收缩比小于 5 时,稳定段长度为 1.0~1.5 倍的稳定段当量直径;当收缩比大于 5 时,稳定段长度为 0.5~1.0 倍的当量直径<sup>[15]</sup>。由 2.2 节可知,本次设计风洞的收缩比为 8,稳定段长度可以取为 0.5 m。

2.3.1 稳定段阻尼网 阻尼网是一种用于风洞整流的装置,其作用是将气流中的大旋涡转化为小旋涡,从而降低湍流强度,改善流场品质。阻尼网开孔率是指阻尼网开孔面积与总面积之比,开孔率大小影响整流性能和压力损失。在一定程度上,开孔率越大,整流性能越差,压力损失越小;反之,阻尼网开孔率越小,整流性能越好,压力损失越大。因此,在设计风洞时,需要根据不同的试验目的和要求,合理选择阻尼网开孔率。对于本次设计翼型风洞,由于风洞低湍流需求,开孔率应在 0.5~0.6。故选择 18 目阻尼网,孔宽度为 1 mm,网丝直径  $d=0.23$  mm,计算可得开孔率为 0.59,满足使用要求。多层阻尼网的整流效果要好于单层小孔径阻尼网,本翼型风洞选择 2 层阻尼网,由于气流经过阻尼网的细丝时会带来微弱的湍流,因此需要在多层阻尼网间留有一定距离以使湍流充分衰减,考虑到风洞低风速特性,间距选为 0.12 m。

2.3.2 稳定段蜂窝器 风洞蜂窝器由多个小孔组成的蜂窝块拼接而成,可将风洞内的气流均匀化,减少湍流和涡旋,提高流场质量。根据不同的风洞测试需求,风洞蜂窝器分为圆形、方形、六边形等类型。圆形蜂窝器具有较好的抗弯曲能力和抗压能力,但是空隙率较低,气流阻力较大;方形蜂窝器具有较高的空隙率和较小的气流阻力,但是易变形和损坏;六边形蜂窝器综合了圆形和方形蜂窝器的优点,具有较高的空隙率、较小的气流阻力、较好的抗变形能力和耐久性。

蜂窝器的当量直径是指与蜂窝器孔相等截面积的圆形管道的直径,当量直径越小,气流越均匀、湍流程度越低,但也会增加压力损失<sup>[16]</sup>。本翼型风洞采用20 mm边长的小孔径六边形蜂窝器,当量直径约等于34.64 mm,可以较好地降低气流湍流度。风洞蜂窝器的一个重要参数是长细比,即蜂窝单元的长度与当量直径之比。长细比反映了蜂窝器对气流的整流能力和压力损失程度。在一定范围内,长细比越大,整流能力越强,但压力损失也越大。长细比通常取为5~10倍的当量直径,因此蜂窝器长度取为0.22 m。

#### 2.4 集气段设计

集气段是吸入式风洞的重要组成部件,作用是在压力损失较小的情况下,将外界气体均匀导入风洞洞体内部。集气段的入口型线会影响气流速度大小和均匀性,合理设计集气段型线对于提高风洞性能具有重大意义。常见的集气段型线有圆弧形、圆锥形和圆筒形三种形式,气动效率以圆弧形最优、圆锥形其次、圆筒形最差,且圆弧形集气段易于制造,因此圆弧形集气段得到了广泛应用。在圆弧线半径与截面当量直径比值在0.18~0.3时,能量损失系数已经很小。集气段出口截面和稳定段入口截面的尺寸相同,当量直径为0.71 m,因此采用半径为0.14 m的圆弧作为集气段入口型线。

#### 2.5 扩压段设计

风洞扩压段位于实验段气流下游,主要作用是把气流的动能转变成压力能,以减少风洞的能量损失。影响扩散效率的主要因素是扩散角,扩散角是指扩散段的扩展角,即扩散段入口到扩散段出口的过程中增大的角度。扩散段的设计应使气流的摩擦损失和扩压损失最小,对于低速风洞,当扩散角在5°~7°时,压力损失可降至最小。本翼型风洞的扩压段入口和实验段出口的尺寸相同,由2.1节可知,扩压段入口当量直径约为0.25 m,将扩压段设计为长度1.7 m、出口直径0.45 m时,扩散角为6.73°,满足设计要求<sup>[17]</sup>。

### 3 翼型风洞的湍流度

风洞湍流度的定义是风洞速度脉动与平均速度的比值,通常用百分数表示。风洞湍流度越小,说明风洞内部的流动越接近理想的层流状态,对实验结果的影响越小。依据下列公式对主要降低湍流度的风洞部件进行计算<sup>[15]</sup>。

(1)稳定段内的蜂窝器对湍流度的降低作用系数

$$\lambda_1 = (0.01M)^{1/2} = 0.0079。$$

式中, $M$ 为六边形蜂窝器孔的当量直径。

(2)稳定段内的两层阻尼网对湍流度的降低作用系数

$$\lambda_2 = \frac{1}{(1+k)^{n/2}} = 0.4592, k = \frac{1-\beta}{\beta^2} = 1.1778。$$

式中, $\beta$ 为开孔率, $k$ 为单层阻尼网压力损失, $n$ 为阻尼网层数。

(3)收缩对湍流度的降低作用系数段

$$\lambda_3 = \left[ \frac{0.75}{C^2 \times (\ln(4C^3) - 1)} + 1.5C \right]^{1/2} \times \left( \frac{1}{\sqrt{3} \times C} \right) = 0.2501。$$

式中, $C$ 为收缩比。

(4)室内大气的湍流度通常为10%~30%,取吸入前的气流湍流度为 $\epsilon_0 = 30\%$ ,则实验段入口处的湍流度 $\epsilon = \epsilon_0 \times \lambda_1 \times \lambda_2 \times \lambda_3 = 0.027\% \leq 0.08\%$ 。

该风洞具有较低湍流度,满足翼型风洞设计要求。

#### 4 翼型风洞的压力损失系数

风洞压力损失是指风洞中气流在流动过程中由于摩擦、转弯、收缩和扩散等原因而导致的压力降低。压力损失直接关系到风洞使用效率问题,以实验段动压为基准,计算风洞各段的压力损失与它的比值,得到压力损失系数。在相同的实验段条件(风速、流量)下,压力损失越小,则需要风机补充的能量就越少,风洞装置的能源利用率就越高,消耗的电能就越少。参照已有研究成果,对于低速直流风洞,压力损失系数通常在 0.2~0.5<sup>[18-20]</sup>;需要对翼型风洞的压力损失进行验算,若压力损失系数大于 0.5,应对风洞各部分参数进行重新设计,以提高风洞的能源利用率。根据文献[12]的理论计算公式,在最大风速 20 m/s 条件下,以扩压段为例对压力损失系数进行计算

$$f_{\text{扩压段}} = \left[ \frac{\mu}{8 \tan(\alpha/2)} + 0.6 \tan(\alpha/2) \right] \times [1 - (D_1/D_2)^4] = 0.059\ 064。$$

式中: $f_{\text{扩压段}}$ 为扩压段的压力损失系数; $\mu$ 为扩压段的摩擦损失系数,由此段的空气运动黏度和雷诺数,为 0.0141; $\alpha$ 为扩压段的扩散角,为 6.73°; $D_1$ 为扩压段的入口截面当量直径,为 0.25 m; $D_2$ 为扩压段的出口截面当量直径,为 0.45 m。

对吸气式二元翼型风洞进行各段压力损失系数计算,结果如表 1 所示。由表 1 可知,在 20 m/s 风速下,本次设计翼型风洞的总压力损失系数较小,为 0.307 751,气动设计较为合理。其中尾流出口由于直通外界大气,压力全部损失,所以此段的压力损失系数占比最大,为 32.07%;同时扩压段由于段内横截面积增大而不可避免地导致压力损失,达到 19.19%;其他各段也均有压力损失。

表 1 翼型风洞各段压力损失系数表

序号	部件名称	压力损失系数	所占百分比/%	序号	部件名称	压力损失系数	所占百分比/%
1	集流段	0.011 065	3.59	5	扩压段	0.059 046	19.19
2	稳定段	0.047 257	15.35	6	动力段	0.050 482	16.40
3	收缩段	0.013 190	4.29	7	尾流出口	0.098 687	32.07
4	实验段	0.028 023	9.11		总计	0.307 751	100

#### 5 结论

基于空气动力学理论对二元翼型风洞进行了气动设计,得出了如下结论。(1)对吸气式二元翼型风洞进行考虑气动特性的良好设计,可以将入口处 30%的气流湍流度,降低至 0.08%以下。(2)对于本次设计的吸气式二元翼型风洞,按照气流压力损失系数从大到小的顺序,各组成部分依次排列为:尾流出口>扩压段>动力段>稳定段>实验段>收缩段>集流段。

#### 参 考 文 献:

- [1] 张庆,薛榕融,马浩统.低雷诺数仿生分离流翼型气动特性初探[J].航空动力学报,2022(7):1516-1527.
- [2] 李帝辰,杨龙,魏闯,等.高亚声速低雷诺数翼型气动优化设计研究[J].飞行力学,2022,40(5):14-21.
- [3] 魏斌斌,高永卫,师尧,等.基于涡流发生器的翼型风洞试验侧壁干扰控制研究[J].航空工程进展,2021,12(2):38-51.
- [4] 李治国,陈猛,张雅静,等.边界层和压力滞后对翼型动态失速性能的影响[J].工程力学,2023(3):1-9.

- [5] 耿延升,艾梦琪,王伟,等. 高效层流翼型设计及试验验证[J]. 航空学报,2022,43(11):112-122.
- [6] 李鹏超,周艳,高杨,等. 风力机的叶片翼型设计及性能分析[J]. 青岛科技大学学报(自然科学版),2021,42(5):94-102.
- [7] 高永卫,魏斌斌,梁栋. 翼型风洞试验技术研究现状[J]. 空气动力学学报,2021,39(6):85-100.
- [8] 樊艳红. 风力机翼型的气动优化设计与风洞试验[D]. 西安:西北工业大学,2015.
- [9] 解万川. NF-3风洞二元侧壁附面层控制技术[D]. 西安:西北工业大学,2007.
- [10] 薛波,张维智,雷劲松. DU93-W-210翼型风洞实验研究[J]. 东方电气评论,2012,26(1):71-74.
- [11] 郝春生,李汇军,张思聪,等. 微型低湍流标定风洞结构设计研究[J]. 机械制造与自动化,2020,49(5):109-112.
- [12] 伍荣林,王振羽. 风洞设计原理[M]. 北京:北京航空学院出版社,1985.
- [13] 王帅,刘小康,陆龙生. 直流式低速风洞收缩段收缩曲线的仿真分析[J]. 机床与液压,2012,40(11):100-104.
- [14] 吴斌,陈杰,刘承鹭,等. 直流低速风洞收缩曲线智能优化设计[J]. 计算机仿真,2020,37(5):40-44.
- [15] 吕文春,马剑龙,曹慧,等. 一种回流式实验教学用风洞的设计[J]. 实验室科学,2014,17(1):28-30.
- [16] 侯志勇,王连泽,周建和. 低(变)湍流度风洞设计再探讨[J]. 实验流体力学,2011,25(1):92-96.
- [17] 刘海洋,孔丽丽,陈智,等. 可移动微型低速风洞的设计与试验[J]. 农机化研究,2016(9):244-249.
- [18] 荣臻,郑耀. 低湍流度静声低速风洞及气动设计[J]. 实验室研究与探索,2019,38(11):60-65.
- [19] 孔丽丽. 小型低速风洞的设计与试验[D]. 呼和浩特:内蒙古农业大学,2016.
- [20] 许红达. 大气边界层模拟试验风洞控制平台的设计与实现[D]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学,2017.

## Aerodynamic Design of the Aspirating Two-dimensional Airfoil Wind Tunnel

WEI De-chen<sup>1</sup>, JIAO Yuan-yuan<sup>2</sup>

(1. College of Mechanical and Electrical Engineering, Binzhou University;

2. School of Aeronautical Engineering, Binzhou University, Binzhou 256603, China)

**Abstract:** Airfoil is a two-dimensional section of the airfoil, which has an important impact on the aerodynamic performance of airfoil and the whole aircraft. Therefore, airfoil research is the foundation point of advanced aircraft design. Airfoil wind tunnel is the most suitable wind tunnel for airfoil experiment and plays an irreplaceable role in airfoil research. However, due to its specificity, there are few public results on airfoil wind tunnel design. Based on the parameter requirements of airfoil experiment and the knowledge of aerodynamics, a aerodynamic design of the aspirating two-dimensional airfoil wind tunnel is determined in this paper. The designed airfoil wind tunnel consists of a power section, a diffuser section, an experimental section, a contraction section and a stability section, and is equipped with internal rectification devices such as damping nets and honeycomb. After calculation and analysis, the results show that the wind tunnel has the advantages of compact structure, low turbulence and high energy efficiency, which can better complete the airfoil experiment and promote the development of aircraft technology.

**Keywords:** airfoil wind tunnel; aspirated; wind tunnel design; aerodynamics; aerospace

(责任编辑:唐立平)