

一座新的低湍流度风洞¹⁾

何克敏 屠兴 白存儒

(西北工业大学, 西安 710072)

摘要 回顾了低湍流度风洞发展概况,简介了西北工业大学低湍流度风洞总体布局及主要性能,说明了低湍流度风洞研制的技术进步点,简述了该风洞研制成功的作用和意义。

关键词 风洞,低湍流度,变湍流度,自适应壁风洞

自然界峡谷中的风口、人们庭院中的穿堂风无疑是天然的风洞雏型;人们常见的鼓风机可认为是最简陋的人造风洞。本文所述航空风洞无论是流场品质或结构都有严格的要求。约120年的风洞发展史表明,风洞是近代科学技术,尤其是流体力学、气动力学飞速发展的产物。现代人们用先进科技手段研制的各类风洞不仅用于航空基础、飞机设计的研究,也用于火箭、导弹及航天器的研制,同时也广泛地用于工业、农业、交通、建筑、气象、物理、环境及体育等诸多领域。总之,风洞因试验对象和用途不同而使用不同功率的动力源,并在结构特殊的通道中,模拟产生从极低直至极高(几十倍音速)速度的气流,以研究各类与流动有关的空气动力学现象。无论实际气流流动中或风洞中都大量存在着湍流现象(如网后流,近壁流,尾迹流,……)。湍流现象极为复杂,许多问题仍未弄清,简单地讲,它是流动过程中的一种渗混现象,它不像有些情况下气流是沿一定方向一层层比较规矩地向前流动(层流),而是在宏观上沿某个方向流动的同时,其气体微团向不同方向很混乱地脉动着。当然,这种渗混或脉动并非分子运动现象,而是指流体微团的宏观运动,且人们常用湍流度(即湍流强度)来衡量这种脉动着的混乱程度。

气流湍流度 ϵ 可用流动气体中脉动速度均方根值占时均速度的百分量来表述。其值不大于0.08%时称为低湍流度风洞,对常规风洞 ϵ 约为0.1%—0.5%。世界上约有21座低湍流度风洞,其中只有极少数 ϵ 可低至0.01%—

0.02%^[1,2,3],这一量值已达到高空大气中的湍流度,为国际最先进水平,且都为造价很高的回流式低湍流度风洞。国内外原有的4座直流式低湍流风洞只能达到0.06%—0.08%,而西北工业大学1989年建成的直流式低湍流度风洞的 ϵ 值可低至0.01%—0.02%,且有多项新技术进步点^[4]。本文结合西北工业大学低湍流风洞研制实践对该风洞作简要介绍。

1 低湍流度风洞的发展概况

早在1921年,Prandtl等人就发现湍流对空气动力测量有显著影响,但人们对此认识缓慢,使30年代中期前所建风洞湍流度竟高达0.5%—1%,影响了实验数据的应用。到了30年代末,正值二次大战,对机翼在实际飞行中的性能要比风洞预测的性能为好这一点难以做出解释。但经Dryden及以后的Schubauer等人的研究后发现^[5,6]:圆球的边界层转换雷诺数随风洞湍流度减小而增加很快;湍流度对边界层转换过程起决定性影响,并在首次建造一座湍流度 ϵ 为0.02%的风洞后研究发现,平板边界层转换的临界雷诺数随气流湍流度减小而增加;利用低湍流度风洞流场可便于分析边界层的内部结构;湍流的振荡运动不断地经由湍流应力这个媒介把平均运动的能量转变为旋涡而最终耗散为热,而直接耗散函数和湍流耗散

1) 1994年8月22日收到初稿,1994年11月8日收到修改稿。

该工作获国家科学技术进步奖二等奖。

函数的研究只有在湍流度很低并且是近似均匀及各向同性的低湍流度风洞中才便于进行;飞行器在大气中飞行时大气湍流度极低,约0.02%,而一般风洞的湍流度最好的也仅为0.1%,这种湍流度的不同对飞行器阻力特性等气动性能有很大影响,使翼型阻力系数可相差1倍,而对球体可相差4倍。这样,凡开展与边界层有关的、与边界层转换有关的、与层流化减阻技术有关的、与变湍流度有关的流动研究,都只能在这类风洞中进行,这是任何常规风洞所不能代替的。因此,综上所述,低湍流度风洞的研制发展就显得极为必要^[1]。

世界上第一批低湍流度风洞是美国在第二次世界大战期间建造的。当美国兰利研究中心的低湍流度风洞在1941年春刚开始运行时,就急忙地投入了航空研究,它的低湍流特性成为发展新型机翼的理想工具。NACA发展的新的层流低阻翼型(6族系列)在二次大战中迅速被设计师们用来设计出先进的战斗机和轰炸机。这些早期建造的低湍流度风洞经过恢复和发展,在近20年间对发展新的航空翼型、进行层流控制等继续发挥着重要作用。后来各国建造的各种小口径低湍流风洞^[2,6]在基础研究和应用研究方面对航空、工业、气象、物理等领域都有重要意义。

至80年代中期,国内外原有低湍流度风洞共约20座,它们虽各有特点,但皆以 ϵ 不高于0.08%并力争达到0.01%—0.02%为其主要设计指标。其中国内2座,美国8座,英国5座,前苏联、前西德、法国、以色列、日本各1座。这20座中,回流式占大部分,它们的低湍流度值一般较低,最好的可低至0.01%—0.02%;其余4座直流式的低湍流度值约为0.06%—0.08%,国内原南京航空学院和北京大学的低湍流度风洞即属此列,为低湍流下限,但在国内建造较早。

为使我国的低湍流度风洞性能指标达到国际先进水平,为航空、工业、物理、气象等领域的基础研究及应用研究作出贡献,西北工业大学于80年代中期开始,综合国内外各家所长,设计研制了一座性能先进的新低湍流风洞。

2 西北工业大学低湍流度风洞布局及性能

要使该风洞达到国际先进水平,根据国内外情况,风洞性能指标除了应实现口径适当、风速较大、流场优良及适应性强等目标外,尤其要把设计研制的主攻方向定在实现“极低湍流度”、“宽范围变化湍流度”及“柔壁自适应功能”这三大难点上。只有这样,才能满足对湍流度的多种要求,并避免国内原有低湍流度风洞速度低、雷诺数小(不到 0.9×10^6)的缺点。本风洞采用柔壁自适应新技术,可使风洞壁面不再固定,而按流线走向调节成曲壁,减小洞壁对流动的约束,可使用大得多的模型,基本消除洞壁干扰,大幅度提高实验雷诺数和精度,并实现边界层补偿及人为调控轴向压力梯度,即用不太大的风洞起到较大风洞的作用,为国家节约大量资金。

按上述目标,本风洞采用了如图1所示的总体布局:风洞为直流闭口式,全长33m,前端另有大空间进气室及多个大尺度进气网窗,在长安定段中,采用蜂窝器网组及12层阻尼网,采用总收缩比为22.6的两次收缩段(中间夹装变湍流格栅);试验段尺寸高 \times 宽 \times 长=1 \times 0.4 \times 6m,上下壁柔性结构,按自适应技术各设29套高精度调节框,窗体透明,有大量探测孔及壁压信息测咀;试验段下游按减速、扩压、减振、整流、消音、功率要求及减弱扰动上传,采取了许多以减湍为最终目的的新技术措施。

按上述布局,经仔细设计加工、流场校测、多项考核试验后,由原航空航天工业部科学技术研究院组织的全国知名专家组鉴定会确认,该风洞性能居国内领先,达国际先进水平,主要性能为:

- (1) 风速范围较大:有模型时3—75m/s;
- (2) 翼弦雷诺数最高可达 3.7×10^6 ;
- (3) 流场品质优良,达国军标规定的先进指标;
- (4) 在模型区广阔的速度范围(8—70

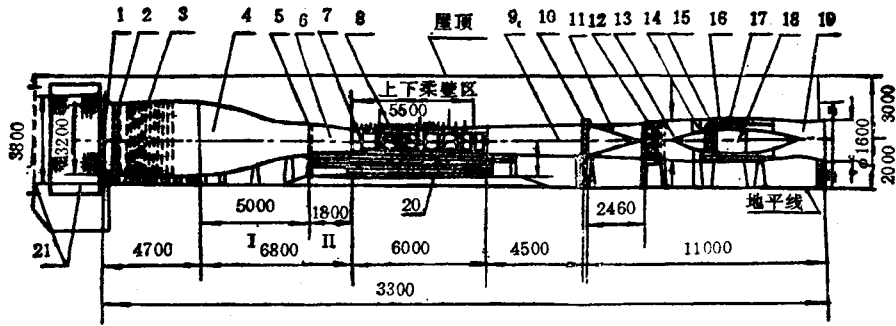


图1 西北工业大学低湍流度风洞布局简图

- 1.安定段; 2.蜂窝网组; 3.阻尼网组; 4.第一收缩段; 5.湍流格栅; 6.第二收缩段; 7.实验段; 8.柔壁调节框(上下壁29点); 9.扩张段; 10.柔性减振带; 11.方圆过渡段; 12.整流消音网格; 13.风扇段; 14.预扭导流片; 15.风扇; 16.分流环; 17.反扭导流片; 18.直流电动机整流罩; 19.尾扩段; 20.支承系统; 21.进气室及进气网窗

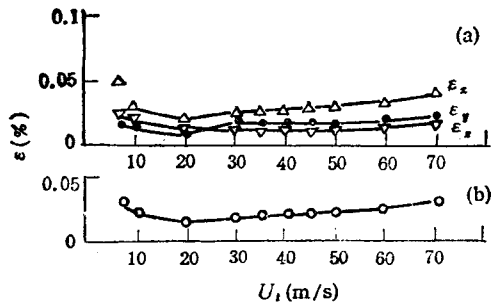


图2 试验段湍流度随风速的变化曲线
(a) 分量; (b) 总量

m/s)内,由各湍流分量合成而得的总湍流度 ε 不大于0.03%,在0.015%—0.03%之间变化(见图2)。

(5) 在6m长实验段核心区及中心线上,在3500mm流向范围,总湍流度 ε 低达0.01%—0.02%;即使在试验段尾部, ε 均不高于0.05%。

(6) 现有变湍流度能力已经很强:0.02%,0.06%,0.10%,0.15%,0.33%,0.90%,1—3%。

3 新的低湍流度风洞研制的技术进步点

本风洞之所以性能极好,正如鉴定书及文献[3]所述,是由于同国内外低湍流度风洞相比,具有如下三方面的技术进步点:

(1) 先进的总体布局和减湍、降噪、减振设

计技术。除采用大收缩比(22.6)、多层阻尼网(12层)等重要降湍措施外,我们在设计中运用系统工程原理,对各部段的设计进行优化处理,综合采用多种有效措施:均匀稳定大空间对称进气方式;多层阻尼网后有足够的距离;五次方收缩段壁型且长径比较大;风扇动力系统位于试验段远下游且以地基隔振缝和洞体减振带相衔接;整流消音网格;充填吸音材料;附面层隔除环;大实度螺旋桨叶片;小扩张角尾锥环型排气道等……,正是这些使该风洞达到了低于0.02%的低湍流度的国际先进水平,也是该风洞独特之处。

(2) 实验段上下壁为柔壁,可按自适应壁原理调节^[5,7],以消除洞壁干扰,提高实验数据的准度,亦可使用较大模型,使实验 Re_c 达 3×10^6 以上,较常规时提高一倍多。像这样将先进的自适应壁技术应用于低湍流度风洞,在国际上尚未见到过,为我国首创。

(3) 在两次收缩的两收缩段间装设经仔细设计的多种规格变湍流度格栅^[8,9],使湍流度可从0.02%逐渐变至0.9%或更高,这在国际上也处于先进水平。

4 该风洞研制成功的作用和意义

4.1 作用

据上所述,该风洞以其极低的湍流度、大的

变湍流度范围及自适应壁功能,使其在基础和应用研究方面应用前景十分广阔。

(1) 基础研究: 边界层结构及转捩机理研究; 湍流的发生、发展及其结构研究; 旋涡、分离流及其结构的研究; 极低湍流度及极高湍流度流动新特性研究等。

(2) 应用研究: 自然层流翼型及各种新型低阻翼型研究, 层流机翼及其他飞行器性能研究, 层流控制技术研究, 边界层转捩判据研究, 湍流减阻等新技术研究, 风洞及飞行试验数据相关性研究, 洞壁干扰技术研究; 此外, 还可进行工业、气象、物理、建筑等领域有关研究。

(3) 人才培养: 该风洞也是我国硕士、博士研究生培养及博士后开展研究的强有力实验设备。

该风洞从 1990 年投入使用及 1991 年部级鉴定以来, 已为我校及兄弟单位完成了基础研究、基金项目、民机预研、气动攻关、定型吹风等方面几十个重要研究课题, 写出了 70 多篇研究报告及论文, 如从极低湍流度变至高湍流度时的平板边界层、各类翼型边界层的转捩试验研究, 极低湍流度下雷诺数对边界层转捩影响、层流翼型升阻特性等试验研究, 不同湍流度下斜置翼三维边界层、复杂流场中雷诺应力、对称翼型边界层及近场尾流湍流特性等试验测量, 不同湍流度下声激励对分离特性影响试验研究, 大范围变湍流度对大迎角旋成体气动特性影响试验研究, 试飞用多功能靶校准, 以及一些部件选型和定型吹风试验研究等许多课题都是一般风洞所难以完成的项目。该风洞已为教学、研究生培养完成了多项重要任务。此外, 还将承担我国气动传感器系列化研究以及有关新一代型号的预研工作等。

此外, 1992 年 5 月, 该低湍流度风洞已被美国 NASA 的“自适应壁通讯”刊物列为世界上正在使用中的第 13 个自适应壁试验设备。1992 年以来, 该项目已获部级科技进步一等奖和国家级科技进步二等奖, 其研究成果还参加了第五届国际航空成果展览。可以预计, 该风洞必将发挥出越来越重要的作用。

4.2 意义

显然, 该风洞的建成具有极重要意义, 仅就飞机采用层流化技术以减小飞行阻力因而节约燃油而言, 据国外估计飞机的油耗降低可达 30% (德国发展的层流翼型 HQ35 与一般运输机用翼型 R4 相比, 阻力系数在大范围内降低了 60%)。因此, 节约的资金将是数以百亿计的。德国宇航院指出, 发展层流化技术的两大关键是: 转捩判据及能与飞行相比较的高质量的风洞。离开低湍流度风洞, 这二者都是不可能的。

此外, 在我国建成如此高质量的风洞, 将对我国科学事业的发展起重大作用。公认的国际难题, 如层流不稳定性与转捩研究, 湍流的发生及结构研究等都需有这一有力的(极低湍流度)实验手段。我国知名老专家们长期为之奋斗的湍流结构理论, 现代物理学家及空气动力学家共同感兴趣的湍流耗散问题等, 在这样的风洞中进行实验验证都是极为合适的。

另外, 截至目前, 我国还没有建成一座湍流度很低 (0.02%) 而雷诺数又很高 ($Re_c > 10^7$) 的大型风洞。应该说, 西北工业大学低湍流度风洞的研制已为未来的这种大型研制项目提供了有益的经验。

参 考 文 献

- [1] L. D. Dryden and I. H. Abbott, *NACA TN*, 1755 (1948).
- [2] H. Ito and R. Kobayashi, *J. of Japan soc of Mechng*, No. 808 (1986), 246.
- [3] 屠兴、何克敏、白存儒, 航空成果与专利, No. 2(1993), 28.
- [4] Dr. H. Schlichting, *Grenzschicht-Theorie*, Verlag G. Braun, Karlsruhe, (1984).
- [5] 何克敏、屠兴, 气动实验与测量控制, No. 2 (1988), 9.
- [6] I. Wygnanski et al., *J. Fluid Mech*, 168(1986), 31.
- [7] 贺家驹, 气动力学杂志, No. 3 (1984), 49.
- [8] 何克敏、白存儒、屠兴, 气动实验与测量控制, No. 4 (1992), 25.
- [9] 郭渠渝、白存儒、何克敏等, 第十届全国风洞试验会议论文集(下), 国防科工委航空气动力协作攻关组, (1993), 1.