

连续式跨声速风洞气流湍流度计算及 阻尼网设置分析

裴海涛¹, 陈吉明^{1,2}, 廖达雄^{1,2}, 朱博¹, 吴盛豪¹

(1.中国空气动力研究与发展中心 设备设计与测试技术研究所, 四川 绵阳 621000;
2.中国空气动力研究与发展中心 空气动力学国家重点实验室, 四川 绵阳 621000)

摘 要:气流湍流特性是衡量风洞流场水平的一个重要指标,也是影响模型动态测量数据精准性的关键参数。针对 0.6 m 连续式跨声速风洞,依托 2 种计算方法搭建了连续式风洞整流装置湍流计算模型,给出了 2 种方法的湍流度计算结果,并与实际测试结果进行了比较。分析发现,2 种方法获得的气流湍流衰减变化趋势基本一致,湍流度衰减主要集中在前 3 层阻尼网,衰减约 65%;方法一较实测最大值偏大约 21%,方法二与实测最小值更为接近,虽然 2 种方法所得结果与实测值绝对值稍有偏差,但趋势及结果量级一致,因此可有效用于风洞整流装置优化设计。

关 键 词:连续式跨声速风洞;气流湍流度;阻尼网;优化设计

中图分类号:V211.74 **文献标志码:**A **文章编号:**1000-2758(2023)01-0216-06

风洞是指采用按一定要求设计的管道系统和动力装置实现可控制的气流,并根据运动的相对性和相似性原理进行各种气动力试验的设备^[1]。在“隐身、远程、高速”等需求下,先进飞行器研制的精细化及一体化对风洞试验的模拟真实化、测量精细化等提出越来越高的要求,而降低风洞气流脉动(湍流度及噪声)是保证风洞性能要求的关键技术途径之一^[2]。在跨超声速风洞中,试验段气流湍流度对试验数据尤其是非定常试验、边界层转捩试验等有较大影响。白存儒、何克敏、王庶等^[3-5]的研究表明,湍流度对诸如洞壁边界层、各类典型边界层和尾流的时均特性、湍流特性、转捩情况以及对翼型和旋成体压力分布等气动特性有显著影响;湍流度对大攻角时气动特性的影响是不可忽视的且十分复杂,当湍流度由 0.02% 变化到 0.10% 时,湍流度对该翼身组合体模型气动特性的影响较大。因此 GJB 1179A-2012 中明确规范了风洞试验段核心流湍流度指标要求^[6]。可见,在风洞设计之初,对试验段

气流湍流度进行有效计算成为风洞精细化设计的一项重要内容。但由于湍流机理及特性复杂,且计算模型网格量大,难以采用计算流体力学(CFD)方法准确快速地计算试验段湍流度,因此基于大量风洞试验数据的一维湍流计算模型成为行之有效的设计计算方法。针对空气动力中心 0.6 m 连续式跨声速风洞,采用 2 种一维湍流计算方法计算了试验段气流湍流度,并与试验测试值进行了对比分析,验证了设计计算方法有效性。

1 设备概况

中国空气动力研究与发展中心的 0.6 m 连续式跨声速试验设备,试验段截面宽和高均为 0.6 m,试验气流马赫数为 0.2~1.6,风洞试验段气流湍流度要求为 0.05%~0.25% ($Ma \leq 1.0$)^[2],稳定段内设置有 1 个蜂窝器和 5 层阻尼网安装位置。

2 风洞气流湍流度计算方法

连续式风洞气流湍流度计算物理模型,通常从稳定段的蜂窝器入口开始,顺气流依次经过阻尼网、静流段及收缩段,推算至试验段,如图 1 所示。国内外各种计算方法主要采用通过大量试验得到的经验公式,如 Refai Ahmed 等^[7]针对阻尼网试验研究了开孔率及其布置位置等对湍流度的影响情况,并给出了阻尼网对湍流度影响的经验公式。本文介绍其中的 2 种计算方法,这 2 种方法在物理模型的选取上有较大差异,各自独具优点,具体在方法介绍中阐述。

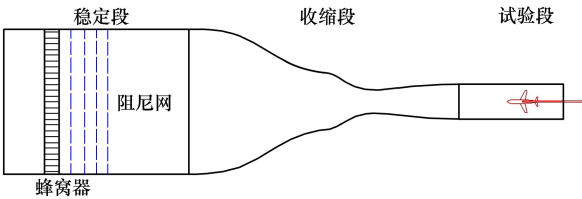


图 1 风洞稳定段至试验段轮廓示意图

2.1 气流湍流度

湍流度是气流的速度脉动,是由于流体微团的无规则运动而形成的。高空静止大气的湍流度约为 0.03%^[1]。湍流度是指气流中 3 个方向的脉动气流速度的方根平均值与主流平均速度之比,气流总湍

流强度的表达式见公式(1),3 个方向上的分量表达式见公式(2)。

Tu = \frac{\sqrt{\frac{1}{3}(\overline{u'^2} + \overline{v'^2} + \overline{w'^2})}}{U} \tag{1}

Tu_x = \frac{u'_{rms}}{u}, Tu_y = \frac{v'_{rms}}{u}, Tu_z = \frac{w'_{rms}}{u} \tag{2}

式中: u', v', w' 为湍流脉动在 3 个方向上的速度分量; U 为气流流向平均速度。

由于速度脉动属于流场动态特性参数,受气流温度、压力波动等复杂因素影响,其测试及数据分析处理难度大。在风洞中,通常采用热线风速仪测量气流湍流度,对于超声速风洞也可采用非接触光学测量方法。其设计计算通常采用工程经验方法进行。本文以气流纵向湍流为例,介绍相关计算方法。

2.2 方法一

本方法的计算物理模型如图 2 所示。假定气流流经风洞内蜂窝器及阻尼网等堵塞部件后,气流湍流度一方面会由于摩擦作用及前后压降而衰减,另一方面也会因为气流流经堵塞部件后而新产生湍流;气流流经收缩段时,气流湍流度仅发生衰减。具体计算公式见表 1,表中所列公式为基于风洞试验得到的经验公式^[1,8]。

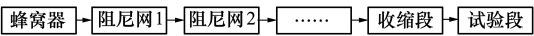


图 2 方法一计算物理模型

表 1 方法一气流湍流度计算方法

部段	衰减后的湍流度	新增湍流度	总湍流度
蜂窝器	$Tu_{hc_1} = 1.3 \cdot Tu_{hc_in} \cdot \Psi_{ley}$	$Tu_{hc_2} = 1.3 \cdot 0.085 \cdot \sqrt{\frac{1}{X_{hc}} \cdot \frac{H_{hc}}{D_{cell}}}, \frac{H_{hc}}{D_{cell}} > 20$	$Tu_{hc} = \sqrt{Tu_{hc_1}^2 + Tu_{hc_2}^2}$
阻尼网	$Tu_{scr_1} = Tu_{scr_in} \cdot \frac{1}{1 + \xi_{scr}}$	$Tu_{scr_2} = \frac{0.4 \cdot \sqrt{1 - \beta_{scr}}}{\left(\frac{X_{scr}}{B} - 6.5\right)^{0.7}}$	$Tu_{scr} = \sqrt{Tu_{scr_1}^2 + Tu_{scr_2}^2}$
收缩段		$Tu_{out} = \frac{Tu_{in}}{C^n}$, 一般 n 取 1。	

2.3 方法二

该方法相较于方法一,引入了湍流特征尺度来与湍流强度一同表征气流湍流情况。其计算物理模型见图 3,与方法一的不同之处在于,根据 Julius 提出的无黏流湍流模型而建立的 2 个非线性微分方

程^[9],将无堵塞流道段对气流湍流的影响情况单独进行分析计算。而对于堵塞部件(蜂窝器及阻尼网),则仍采用经验公式进行计算,计算公式见表 2。从表 2 中的 2 个微分方程可以看出,在无堵塞流道段中,对于气流恒速及加速流动,气流湍流度沿流向

是逐步减弱的,而湍流特征尺度则沿流向逐步增加。

表 2 方法二气流湍流度计算方法

部段	计算方法
蜂窝器	$Tu_{he_out} = 1.3 \cdot Tu_{he_in} \cdot \Psi_{ley}$
	$Tu_{scr_out} = B \cdot Tu_{scr_in}$,
阻尼网	其中 $B = \sqrt{0.093\ 6 + 0.720\ 3 \cdot e^{-\xi_{scr}/0.698\ 6}}$, Townsend 经验公式
	$\frac{dT u}{d x} = -0.101 \cdot \frac{T u^2}{L} - \frac{T u}{U} \cdot \frac{d U}{d x}$
无堵塞流道段	$\frac{d L}{d x} = 0.054\ 4 \cdot T u$

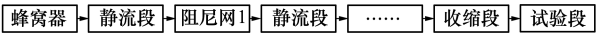


图 3 方法二计算物理模型

3 湍流度计算及试验比较分析

3.1 湍流度计算

针对该风洞,采用上述 2 种方法建立计算程序对气流从蜂窝器到试验段的湍流度变化情况进行了计算,表 3 给出了方法一在 3 层及 5 层阻尼网时的计算结果。

表 3 方法一湍流度计算结果

		3 层阻尼网			5 层阻尼网			%
位置		纵向	横向	综合	纵向	横向	综合	
蜂窝器入口		16.00	17.60	17.08	16.00	17.60	17.08	
第一层阻尼网入口		5.78	3.36	4.32	5.78	3.36	4.32	
第二层阻尼网入口		3.27	2.56	2.82	3.27	2.56	2.82	
第三层阻尼网入口		1.92	1.98	1.96	1.92	1.98	1.96	
第四层阻尼网入口					1.20	1.60	1.48	
第五层阻尼网入口					0.81	1.30	1.16	
收缩段入口		1.07	1.49	1.36	0.50	0.97	0.84	
试验段	最大	0.409	0.323	0.36	0.19	0.21	0.20	
	最小	0.09	0.23	0.17	0.04	0.15	0.11	

从表 3 中可以看出,在稳定段总长度一定的情况下,增加阻尼网层数,可有效降低收缩段入口气流湍流度,5 层网下降低了约 38%;当然阻尼网的层数也不宜过多,第一层及第二层阻尼网的降湍率(包含了阻尼网后的静流段降湍效果)在 23%以上,而第三层及第四层的降湍率则降为 19%,如再增加阻尼网层数,需综合评估最后一层阻尼网和静流段长度对气流湍流的影响情况而定。从计算公式及表 3 中可见,阻尼网对纵向湍流衰减影响明显,远高于对横向湍流的衰减作用。

表 4 给出了方法二 5 层阻尼网时的计算结果。

表 4 方法二 5 层阻尼网时计算结果

参数	蜂窝器		第一层阻尼网		第二层阻尼网		第三层阻尼网		第四层阻尼网		第五层阻尼网		收缩段	试验段
	入口	出口	入口	出口	入口	出口	入口	出口	入口	出口	入口	出口	入口	
Tu/%	17.1	4.2	3.24	2.93	2.13	1.92	1.53	1.38	1.16	1.05	0.92	0.83	0.61	0.081~0.173
L/mm		10	11.5	2.5	2.9	2.5	2.8	2.5	2.49	2.5	2.7	2.5	2.96	

相较方法一,提供了湍流特征尺度描述,但由于试验测试的困难性,暂未获得湍流特征尺度试验测试值。在本方法中可直观了解到静流段长度对湍流衰减的影响情况,如阻尼网之间的静流段(0.15 倍稳定段截面直径)对湍流衰减依次约为 27.3%,20.3%,15.9%和 12.4%,第五层网至收缩段入口之间的静流段(0.51 倍稳定段截面直径)对湍流衰减约为 26.5%。第二层及第四层阻尼网的降湍率约为9.9%和9.5%,与方法一不同的是,此处阻尼网降湍率仅指网的降湍效果,未包含网后静流段的降湍效果。

图 4 为方法一与方法二计算结果对比图。可见,2 种方法获得的气流湍流度沿流向的衰减趋势基本一致,2 种方法下前 3 层网(含之间静流段)的降湍率分别约为 65.7%和 64.2%,之后阻尼网降湍率约为 7.4%。在方法二下,在相同稳定段长度下,3 层网和 5 层网时收缩段入口湍流度分别为 0.73 和 0.61,分别为第一层阻尼网入口湍流的 22.5%和 18.8%,可见在稳定段内布置 3 层阻尼网,已经有效减低了来流湍流度。

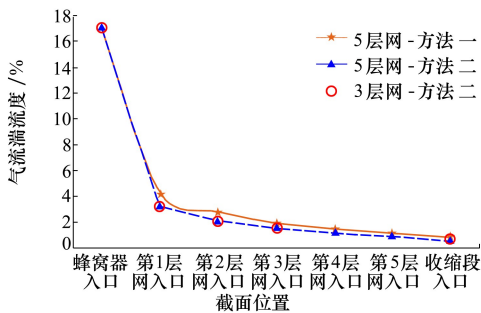


图 4 2 种方法主要截面位置处湍流计算结果对比

3.2 试验结果

图 5 为稳定段出口处和试验段内气流湍流度试验测试值。从图 5 可见,不同试验段 Ma 下气流湍流度在一定范围内稍有波动,总体较为平稳,3 层阻尼网时稳定段出口一维湍流度在 1.1%~1.3%之间,5 层阻尼网时稳定段出口一维湍流度在 0.6%~0.7%之间。方法一和方法二在 3 层网条件下计算得到稳定段出口气流湍流度分别为 1.36%和 0.73%,与测量值相差约 4.6%和 33.6%;在 5 层网条件下计算与测量值相差约 20.4%和 1.7%。

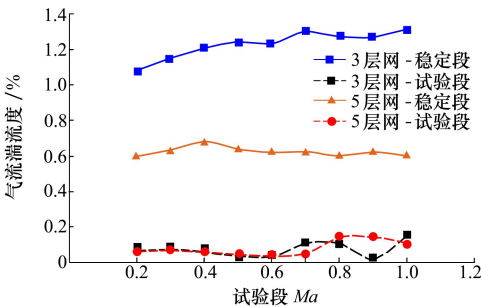


图 5 2 种阻尼网配置下湍流度试验值

从图 5 可以看出, Ma 在 0.2~0.6 范围内,2 种阻尼网下的试验段湍流度测量结果接近,测量值在 0.035%~0.065%之间;而 Ma 在 0.6~1.0 范围内,受气流压缩及膨胀波等影响,2 种阻尼网条件下的测

量结果出现明显偏差,且均随 Ma 增加而出现较大变化。5 层阻尼网时,2 种方法计算的试验段湍流度范围分别为 0.11%~0.2%,0.081%~0.173%,测量结果为 0.035%~0.142%。

对比发现,方法一计算结果较为保守,比实测结果稍偏大,最大约 21%。而方法二计算结果偏低,但在多层阻尼网计算时具备较好优势。虽然在不同设计条件下 2 种计算方法结果与试验值有所偏差,但 2 种方法计算结果量级及获得稳定段至试验段湍流变化趋势均与测试结果保持一致,因此上述方法可用于风洞试验段湍流度设计计算。对于湍流度要求较高的风洞设备,可在引导设备上开展验证试验,进一步修改经验公式相关系数,以确保实现湍流度设计指标。

为避免气流压缩性影响,在 3 层阻尼网、静流段长度为 0.81 倍稳定段直径时,根据测试获得的试验段 Ma 为 0.2,0.3 下的稳定段出口及试验段入口气流湍流度,获得收缩段对气流湍流度影响的修正参数 n 为 1.019 和 1.020,与方法一中的 Tu_{out_min} 相近。收缩段对气流湍流影响如公式(3)所示,式中 C 为收缩段收缩比, Tu_{in} 和 Tu_{out} 分别为收缩段入口及出口气流湍流度。

$$Tu_{out} = \frac{Tu_{in}}{C^n} \tag{3}$$

3.3 阻尼网间距对气流湍流度影响分析

方法二不仅可以了解到稳定段内气流湍流强度信息,而且可以得到湍流特征尺度信息,因此,选用该方法,在稳定段长度一定及 5 层阻尼网的情况下,进一步分析蜂窝器后阻尼网间距对气流湍流的影响情况。为了实现阻尼网较好的降湍效果,丛成华等通过数值模拟发现随 Re 增大阻尼网的气流扰动会达到 400 倍网丝直径^[10],刘政崇等根据应用情况认为阻尼网间距应大于 500 倍网丝直径^[1]。

稳定段内蜂窝器及阻尼网布置情况如图 6 所

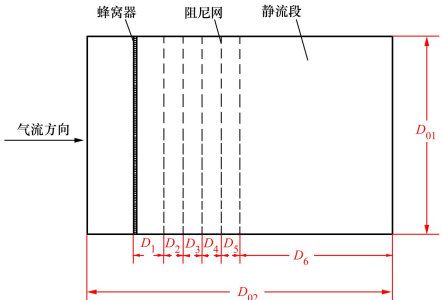


图 6 稳定段内装置设置示意图

示。 D_{01} 为稳定段直径, D_{02} 为稳定段长度, D_1 为顺气流第一层阻尼网距蜂窝器距离,本节针对阻尼网间距 D_2, D_3, D_4, D_5 及静流段长度 D_6 的3种不同设置进行对比。

a 设置为阻尼网等间距设置,间距为0.087 5倍 D_{02} (0.15 倍 D_{01}),此时静流段长度为0.3 倍 D_{02} (0.5 倍 D_{01});b 设置也为阻尼网等间距设置,间距为0.05 倍 D_{02} (0.085 倍 D_{01}),此时静流段长度为0.45倍 D_{02} (0.77 倍 D_{01});c 设置为阻尼网等差间距设置, D_2 为0.05倍 D_{02} (0.085倍 D_{01}),后续依次增大0.025 倍 D_{02} ,此时静流段长度仍为0.3 倍 D_{02} (0.5 倍 D_{01})。

图7为3种配置方案下阻尼网、收缩段入口的气流湍流强度。可见,在a和c设置情况下,静流段长度及阻尼网布置总长度相同,阻尼网等距设置与等差设置时的降湍效果基本相当,等距设置稍优约0.7%;在a和b设置情况下,静流段长度及阻尼网

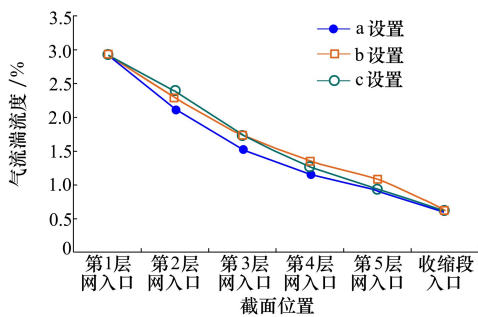


图7 3种阻尼网配置方案下各点湍流度

设置长度均不相同,在保证一定静流段长度下,适当增加阻尼网间距有利于降低气流湍流度,a 工况比 b 工况降湍效果好 3.3%左右。可见,在进行稳定段整流装置设计时,在阻尼网层数及稳定段总长度确定情况下,通过优化阻尼网层间距及静流段长度可以达到最好的降湍效果。

4 结 论

针对 0.6 m 连续式跨声速风洞,采用 2 种湍流计算模型,计算给出了稳定段 3 层和 5 层阻尼网设置时的气流湍流度衰减变化情况,与试验测试值进行了比较,并对阻尼网间距设置对湍流影响情况进行了分析,发现:

1) 2 种方法获得气流湍流度变化趋势基本一致,湍流度衰减主要集中在前 3 层阻尼网,约为第一层阻尼网入口湍流度的 65%;

2) 增加阻尼网设置时,需综合评估新增阻尼网和静流段长度对气流湍流的影响情况;

3) 方法一获得计算结果偏保守,较实测最大偏差约 21%,基本满足设计优化需求;方法二在阻尼网层数较多时具有较好的估算结果,与实测最小值接近;在进行稳定段设计时,需要优化阻尼网间距及静流段长度以提高降湍效果。2 种方法可用于风洞试验段湍流度设计计算。

参考文献:

- [1] 刘政崇,廖达雄,董谊信,等. 高低速风洞气动与结构设计[M]. 北京:国防工业出版社,2003
LIU Zhengchong, LIAO Daxiong, DONG Yixin, et al. Aerodynamic and structural design of high and low speed wind tunnel [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003 (in Chinese)
- [2] 廖达雄,陈吉明,彭强,等. 连续式跨声速风洞设计关键技术[J]. 实验流体力学, 2011, 25(4): 74-78
LIAO Daxiong, CHEN Jiming, PENG Qiang, et al. Key design techniques of the low noise continuous transonic wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2011, 25(4): 74-78 (in Chinese)
- [3] 白存儒,屠兴,郭渠渝,等. 湍流度对翼身融合体大攻角气动特性的影响研究[J]. 流体力学实验与测量, 1999, 13(3): 25-31
BAI Cunru, TU Xing, GUO Quyu, et al. The research of effect of flow turbulence on the aerodynamic characteristics of a wing-body combination at high angles of attack[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 1999, 13(3): 25-31 (in Chinese)
- [4] 何克敏,白存儒,郭渠渝,等. 较低湍流度范围湍流度对风洞实验结果的影响[J]. 流体力学实验与测量, 1997, 11(3): 11-17
HE Kemin, BAI Cunru, GUO Quyu, et al. The effect of turbulence on wind tunnel results in the range of low turbulence[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 1997, 11(3): 11-17 (in Chinese)
- [5] 王庶,米建春. 大湍流度对超低雷诺数下翼型受力及绕流的影响[J]. 航空学报, 2011, 32(1): 41-48

WANG Shu, MI Jianchun. Effect of large turbulence intensity on airfoil load and flow[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(1): 41-48 (in Chinese)

[6] 低速风洞和高速风洞流场品质要求[S]. GJB1179A-2012

[7] REFAI AHMED G, BRUNDRENTT E. Effect of screen porosity and location on wind-tunnel turbulence[J]. AIAA Journal Technical Notes, 1994, 33(5): 958-960

[8] JAMES Scheiman, BROOKS J D. Comparison of experimental and theoretical turbulence reduction from screens, honeycomb, and honeycomb-screen combinations[J]. Journal of Aircraft, 1981, 18(3): 638-643

[9] JULIUS C Rotta. A theoretical treatment of the free stream turbulence effects on the turbulent boundary layer[R]. AIAA-1980-0433

[10] 丛成华, 廖达雄. 阻尼网特性数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(12): 1691-1696

CONG Chenghua, LIAO Daxiong. Numerical investigation about field characteristics of screen[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(12): 1691-1696 (in Chinese)

Calculation of flow turbulence and analysis on screens setting-up in continuous and transonic wind tunnel

PEI Haitao¹, CHEN Jiming^{1,2}, LIAO Daxiong^{1,2}, ZHU Bo¹, WU Shenghao¹

(1.Facility Design and Instrumentation Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China;)
(2.State Key Laboratory of Aerodynamics, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: Turbulence intensity in test section is an important index to evaluate the flow-field performance of wind tunnel, and provide guarantee for model’s dynamics and accurate test. The prediction model should be established to evaluate the effect of rectification design to ensure the turbulence-intensity index. Two methods are introduced and used to predict the turbulence-intensity of a continuous and transonic wind tunnel comparing with test results. It was found that the turbulence-intensity variation trend obtained from the two methods is basically same, turbulence-intensity attenuation is mainly concentrated in the first three screens, about 65%, the result calculated by model-one is 21% larger than the measured value and the model-two result is much closer. These two methods can be used to optimize the design of rectifying device effectively although the results obtained by two methods are slightly different from the measured value.

Keywords: continuous and transonic wind tunnel; airflow turbulence; damping screen; design optimization

引用格式:裴海涛, 陈吉明, 廖达雄, 等. 连续式跨声速风洞气流湍流度计算及阻尼网设置分析[J]. 西北工业大学学报, 2023, 41(1): 216-221

PEI Haitao, CHEN Jiming, LIAO Daxiong, et al. Calculation of flow turbulence and analysis on screens setting-up in continuous and transonic wind tunnel[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2023, 41(1): 216-221 (in Chinese)