

大型亚声速风洞试验段设计的新概念

New Concept Open Jet Test Section for Large Subsonic Wind Tunnel

战培国 / 中国空气动力研究与发展中心

摘要: 用一个亚声速引导性风洞的研究数据揭示了常规开口试验段设计中存在的问题及一些解决方法; 介绍了国外亚声速风洞开口试验段设计的新概念, 使风洞试验段允许的模型堵塞度从10%提高到20%, 大幅度降低风洞的建造和运营成本, 为国内未来大型亚声速风洞建设的创新设计提供参考。

关键词: 亚声速风洞; 风洞设计; 试验段

Keywords: subsonic wind tunnel; wind tunnel design; test section

0 引言

大型亚声速风洞在航空航天飞行器研制和车辆、风工程等研究领域有广泛的应用需求。大型亚声速风洞拥有较大的试验段, 这意味着风洞试验能够采用更大的模型, 其优点在于: 能较好地解决雷诺数模拟问题; 能更好地模拟飞行器细节, 减少模型尺度效应; 能满足某些飞行器部件的全尺寸试验要求; 大尺度模型有利于模型内安装复杂试验机构, 满足某些特种试验技术的需要等。但风洞越大, 也意味着风洞的初始造价越高, 运营和维护成本越高。例如, 美国NASA 40ft × 80ft亚声速风洞, 尽管被美国国防部认定为具有重要意义的十大航空试验设备之一, 但由于其运营和维护成本问题曾一度停用。20世纪90年代, 美国制订了一个国家风洞综合试验设备 (National Wind Tunnel Complex, NWTC) 发展计划, 在该计划中包括建设一个大型开口射流式亚声速风洞, 用来提高飞行器高升力、低速技术发展能力。但由于各种原因, 部分是因为成本高, 该设施没有开工建设。

风洞的成本很大程度上取决于

试验段尺寸, 而试验段尺寸又取决于预期的试验模型尺寸和试验段允许的堵塞度。长期的风洞设计实践经验表明, 闭口试验段允许的试验模型堵塞度约为5%, 开口试验段允许的堵塞度约为10%。国外研究提出的这种风洞开口试验段设计新概念, 能将允许的堵塞度提高到20%, 这将显著降低风洞的建设成本和以后的运行成本。

1 常规风洞开口试验段设计问题

大型亚声速风洞试验段有两种形式: 闭口试验段和开口试验段。开口试验段常见有全开口和3/4开口, 并用一个驻室包裹。尽管开口试验段能允许更大的试验模型, 但开口试验段有一种常见的开口射流现象, 即射流/收集器干扰, 也就是压力变化产生的一

种脉冲现象。这个现象影响开口式风洞的试验数据和风洞的结构安全, 为了研究这个现象, 国外建造了引导性研究风洞, 风洞总长约3.4m, 试验段来流喷口浸湿面积直径约102mm (图1)。引导性研究风洞收集器上没有挡板或通气口, 根据以往的研究, 这些措施可以减小脉冲现象。引导性研究的风洞风速40~300km/h测试表明, 在试验段上游的收缩段和下游的扩散段, 气流沿风洞轴向压差分布规律很好, 表明引导性研究风洞可以用来模拟大型风洞设备。

为了研究开口试验段的脉冲现象, 风速按3%递增, 在引导性风洞喷口气流外侧约300mm处安装了麦克风, 记录声学特性。图2给出了测量结果, 可见在5个速度条件下存在声

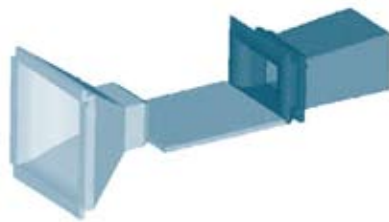
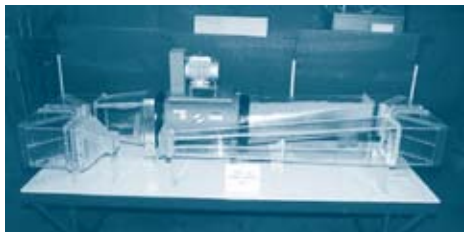


图1 常规开口试验段引导性研究风洞

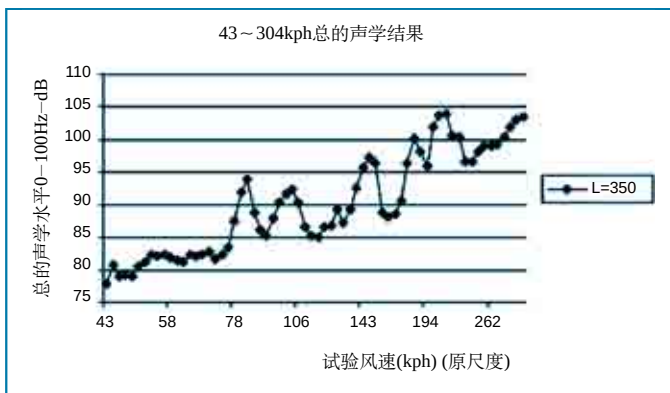


图2 常规开口试验段声学测量结果

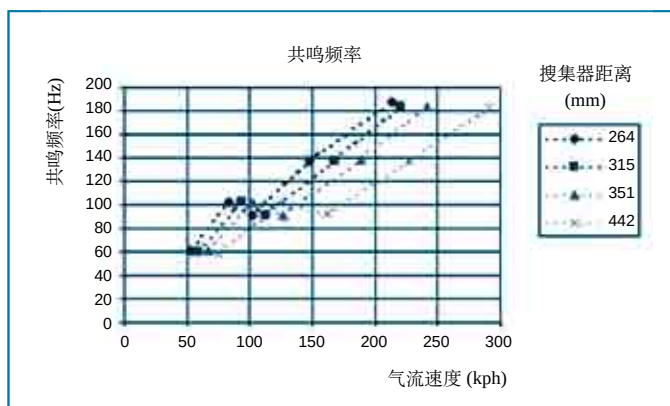


图3 共鸣时试验段长度与速度关系

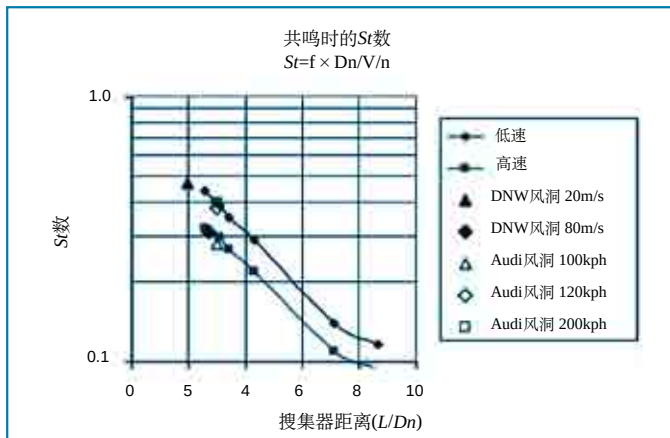


图4 共鸣条件下的频率

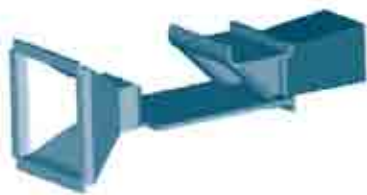
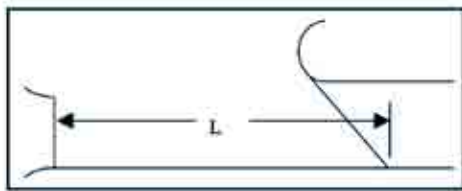


图5 新概念开口风洞试验段设计



学共鸣, 通过声学能量谱的分析可以确定这些共鸣峰值的频率。

研究表明, 共鸣频率随着气流速度的增加而增加, 并且随着试验段长度增加, 出现共鸣需要更高的气流速度 (图3)。图4给出了搜集器距喷嘴距离 (试验段长度) 与频率 (用St数形式) 关系, 曲线包括了DNW风洞和奥迪风洞 (全尺寸真实风洞) 的共鸣点, 这证明该引导性风洞是一个很好的研究风洞。

通过以往的一些研究已经发现, 图3中的共鸣频率与风洞部位的一些特定尺寸有关, 这为避开共鸣提供了方法, 如缩短风洞可以提高风洞频率, 增加试验段长度或降低风速可以降低St数激励频率等, 但这些方法并不实际。国外自20世纪20年代至90年代, 研究发展了一些技术来减小这种共鸣, 如在搜集器上安装可调挡板, 或在扩散段开始位置设置可调通气口。这些方法有一定的效果, 但需要针对不同的风洞进行一些试验研究来实现。

2 开口试验段的设计新概念研究

近年来, 国外通过研究提出了解决开口试验段这个问题的一种新概念设计。如图5所示, 搜集器向前倾斜某个角度, 并且上边向上卷起。利用引导性研究风洞对该设计进行了实验研究。

1) 声学特性改进。图6给出了新概念开口试验段与常规试验段声学测量结果的比较, 在实验速度范围内, 声学共鸣现象消除; 如果将试验段包裹在一个驻室内, 试验效果同样有效。实验研究了搜集器倾角、试验段长度和喷管出口延伸的影响。

结果表明, 较长的试验段需要较大的倾角; 图7中椭圆圈中的实验是搜集器位置不变, 而喷管延伸3/4、1/2、1/4或0倍当量出口直径长的结果, 可见喷管出口适当延伸是需要的; 搜集器如果倾斜太小, 则喷管延伸不能消除共鸣现象。沿图7中虚线, 喷管延伸3/4当量出口直径, 能够获得没有共鸣的最小倾角和最大试验段长度。

2) 搜集器倾斜对试验段静压影响

试验段静压分布均匀对气动力试验非常重要, 如果沿试验段轴向静压梯度过大, 则会产生水平浮力。因此, 实验测量了常规和新概念试验段的静压分布, 结果表明, 从出口到试验段70%长度, 静压没有显著的改

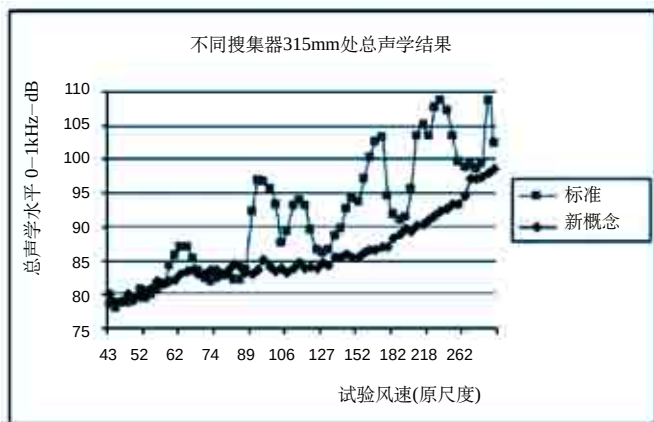


图6 新概念与常规声学结果对比

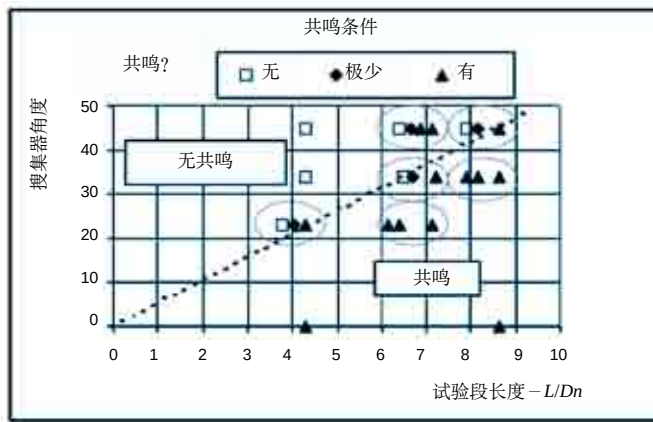


图7 新概念设计参数研究

变；搜集器倾角变化对静压分布均匀性影响不大，但在搜集器入口附近，倾角增大使压力水平提高。

3) 模型堵塞度实验研究。如图8所示，采用美国汽车工业研究会(MIRA)汽车模型进行了堵塞度10%、15%、20%的模型阻力测量实验。

实验研究结果表明，对常规设计试验段，试验段长度和出口浸湿直径比一般不能超过3，否则即使采取上述调整片或通气口方法，共鸣现象也无法消除。实验研究表明，在模型堵塞度10%时，在风洞试验段中心附近较短的一段范围内，改变模型位置，测量的阻力值不变；而对15%和20%堵塞度的模型，改变模型位置，测量的阻力也随之发生很大变化。因此，常规风洞的模型堵塞度极限为10%，且模型不能离喷口或搜集器太近。按新概念设计的试验段长度和出口浸湿直径比达到了8。模型堵塞度从10%到20%，在试验段大部分区域，改变模型位置，测量的阻力值不变(图9)。

4) 试验段长度对压力损失和风洞功率的影响。开口试验段另一个关心的问题是试验段气流的总压损失。总压损失将增加风洞所需的功率，并降低这种试验段构型的吸引力。通过

引导性风洞实验和计算结果表明，较长的新概念试验段比常规试验段总压损失大约增加0.15。整个风洞的总压损失可以分为试验段总压损失、风洞洞体其他部分压力损失和试验模型压力损失三部分。因此，分析表明增加的量并不显著，是可以接受的。

5) 试验段驻室对阻力测量的影响。开口试验段通常都有一个大的驻室包裹，以减少外界环境的影响。汽

车模型阻力测量实验研究表明，驻室横截面积至少为喷口面积的9倍，才不至于有明显的影

响。6) 对风洞建设成本的影响。如果风洞试验段能够允许较大的模型堵塞度，那么较小的风洞意味着能进行更大模型的试验。根据估算，常规开口试验段(模型允许堵塞度10%)风洞造价为2000万美元；如果采用新概念开口试验段(模型允许堵塞度

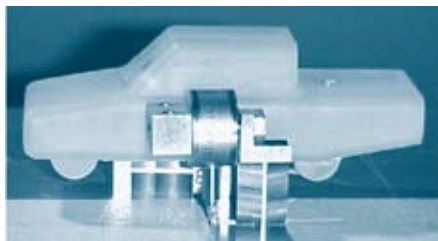


图8 模型堵塞度实验研究

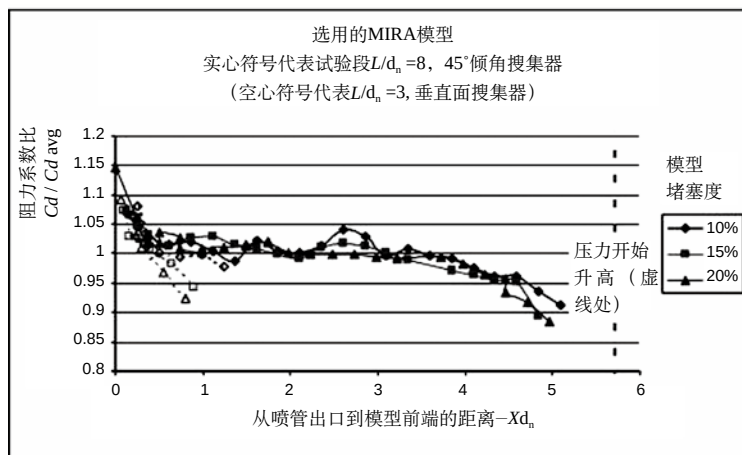


图9 新概念与常规试验段堵塞度实验结果

《航空科学技术》征稿通知

《航空科学技术》创刊于1989年,是由中国航空工业集团公司主管、中国航空研究院主办、中航出版传媒有限责任公司《航空科学技术》编辑部编辑出版的科技类中文期刊(双月刊,逢双月15日出版),国内外公开发行。国内统一连续出版物号:CN11-3089/V;国际标准刊号:ISSN1007-5453。

为了丰富刊物内容,全面展示航空科学技术的进步与发展,现面向广大航空科研人员。

征稿内容

来稿应反映航空科学技术的新动向、新进步、新成果,支持和推动航空科学技术发展创新。文章涉及:科技管理、飞行器、航空动力、机载设备、先进制造、新材料、新工艺、试验与测试等领域。作者可就所开展的科研工作论述其学术价值和工程实用价值,展示有创新价值或实用价值的科研成果等。

来稿要求

1. 遵守国家保密规定和《著作权法》有关规定,来稿时须提供科技论文/科技信息外投不涉密审查证明,如发生侵权或泄密问题,责任由作者承担。
2. 稿件要求论点明确、内容充实、数据可靠、条理清楚、文字简洁。
3. 文章一般限制在5000字以内(包括公式、图表所占版

面),并提供中文标题(不超过18字)、英文标题、中/英文关键词、作者信息(姓名/工作单位)、参考文献、作者简介(学历、技术职务、主要研究方向等),基金文章请标注基金编号,并请随文附上联系电话、电子邮箱、通信地址等。

4. 投稿邮箱:ast@aviationnow.com.cn;联系电话:010-58354702。请勿一稿多投,来稿无论录用与否一律不退稿,请谅解。

5. 本刊为全国科技论文统计用刊,并已被万方数据—数字化期刊群、《中国学术期刊网络出版总库》及CNKI系列数据库收录,其作者文章著作权使用费与本刊稿酬一次性给付。如作者不同意文章被合作媒体收录,请在来稿时向本刊声明,本刊将做适当处理。

《航空科学技术》编辑部

20%)，风洞可以做小，造价为1120万美元。

3 结束语

以上介绍了国外开口风洞试验段的一种新概念设计。该设计主要针对3/4开口形式进行了引导性风洞实验研究，全开口试验段形式尚未研究；模型气动力测量仅进行了阻力测量，对其他气动力分量的影响也有待进一步研究；由于引导性研究风洞的尺寸较小，雷诺数效应的影响未能考虑。对全开口试验段、飞机模型的实验研究有待进一步研究。

目前，我国仍处于大型风洞建设时期，国外风洞开口试验段的新概念设计研究提供了风洞设计的一种创新思维，充分挖掘、研究和借鉴国外风洞设计新概念、新技术，无疑对在21

世纪建设高起点大型风洞具有重要现实意义。

AST

参考文献

- [1] Lacey J J. Concept for reducing the cost of subsonic wind tunnels[R]. AIAA 2004-6828
- [2] Jacobs E. Investigation of air flow in open-throat wind tunnels[R]. NACA Report 322, 1929.
- [3] Manuel G. Effect of collector configuration on test section turbulence levels in an open-jet wind tunnel[R]. NASA TM-4333, July 1992.
- [4] Schulz-Hausmann F, Vagt J. Influence of test-section length and collector area on measurements in 3/4 - open jet automotive wind tunnels[R]. SAE 880251, March 1988.

[5] Arnette. On low-frequency pressure pulsations and static pressure distribution in open jet automotive wind tunnels[R]. SAE 1999-01-0813.

[6] John J L. Concept for reducing the cost of subsonic wind tunnels[R]. AIAA 2004-6828

[7] Rennie M. Effect of jet length on pressure fluctuations in 3/4 open-jet wind tunnels[C]. Motor Industry Research Association Vehicle Aerodynamics 2000 Symposium, October 2000.

[8] Walter J. The DaimlerChrysler full-scale aeroacoustic wind tunnel [R]. SAE 2003-01-0426, March 2003.

[9] Rennie M. Suppression of open-jet pressure fluctuations in the Hyundai aeroacoustic wind tunnel[R]. SAE 2004-01-0803, March 2004.