

宽马赫数路德维希管风洞及其关键技术

高亮杰^{1,2} 钱战森^{1,2} 王璐^{1,2} 辛亚楠^{1,2}

(1. 中国航空工业空气动力研究院, 沈阳, 110034; 2. 高速高雷诺数气动航空科技重点实验室, 沈阳, 110034)

摘要: 随着高马赫数飞行器研制需求的增加, 急需脉冲型风洞运行范围向中低马赫数段扩展, 特别是需要具有跨马赫数运行能力。以路德维希管原理运行的管风洞试验设备, 由于建设及使用成本较低、参数调节方便、流场品质高等优点, 已在亚/跨/超声速及高超声速领域得到了发展和应用, 体现出了宽马赫数的应用潜力。本文分析了宽马赫数脉冲型风洞发展现状, 重点介绍了路德维希管风洞及其在宽马赫数应用中急需解决的关键技术, 包括宽马赫数喷管设计技术、高温管外加热技术以及高温高压隔离技术。

关键词: 宽马赫数; 脉冲型风洞; 路德维希管; 双喷管; 管外加热

中图分类号: V211.754 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2017)S-0030-05

Wide Mach Number Range Ludwig Tube and Its Key Technology

GAO Liangjie^{1,2}, QIAN Zhansen^{1,2}, WANG Lu^{1,2}, XIN Yanan^{1,2}

(1. AVIC Aerodynamic Research Institute, Shenyang, 110034, China; 2. Aeronautical Science and Technology Key Lab for High Speed and High Reynolds Number Aerodynamic Force Research, Shenyang, 110034, China)

Abstract: With increasing demand for the high Mach number aircraft, it is necessary to extend the operation range of the impulse wind tunnel to the middle and low Mach numbers, especially with the wide Mach number range operation capability. The Ludwig tube, due to the advantages of low cost, convenient adjustment of parameters and high quality of flow field, has been developed and applied in the sub/transonic/supersonic and hypersonic field. The development status of wide Mach number range impulse wind tunnels are analyzed, and the key technologies of Ludwig tube tunnel which need to be solved when applied in wide Mach number range are summarized, including the wide Mach number nozzle design technique, the external tube heating technique and the high temperature and pressure isolation technique.

Key words: wide Mach number range; impulse wind tunnel; Ludwig tube; double-nozzles; external tube heating

脉冲型风洞是高马赫数地面试验设备的一种, 目的是要尽可能复现飞行器的飞行环境, 并结合测试技术, 获得飞行器模型在该环境下的气动参数。因其结构简单、费用少, 并有诸多优点, 已使其成为高马赫数气动/热技术研究的热点试验设备。包括: 无需单独配套高压气源系统, 类似常规高马赫数风洞, 脉冲型风洞喷管起动压比随马赫数增高而急剧上升, 但其结构形式及运行方式降低了对气源

能力的要求, 同时无须考虑由管道和阀门等带来的附加总压损失; 较容易将气体加热、加压到很高的参数值且调节方便, 如激波加热方式, 可以得到无污染的气体, 同时具有宽广的马赫数和雷诺数运行范围; 设备本体受热时间短(一般在十几到百毫秒量级), 不需要专门冷却系统。

脉冲型风洞最早是基于激波管原理发展起来的, 根据驱动形式的不同, 有反射型激波风洞、炮风

收稿日期: 2017-05-15; 修订日期: 2017-06-20

通信作者: 钱战森, 男, 高级工程师, E-mail: qianzs@avicari.com.cn。

引用格式: 高亮杰, 钱战森, 王璐, 等. 宽马赫数路德维希管风洞及其关键技术[J]. 南京航空航天大学学报, 2017, 49(S): 30-34. GAO Liangjie, QIAN Zhansen, WANG Lu, et al. Wide mach number range ludwig tube and its key technology[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2017, 49(S): 30-34.

洞、自由活塞激波风洞、路德维希管风洞以及激波膨胀管风洞等^[1]。经过几十年的技术积累,国内外在脉冲型风洞设计及试验技术上均取得了长足进展^[2-4],其中最具代表性的是美国 CALSPAN 的系列风洞——1.22 m 激波风洞,2.44 m 激波风洞,LENS I,LENS II,LENS X,LENS XX 等。然而现有的脉冲型风洞试验马赫数基本都在 6 以上,究其原因是在于激波管原理发展起来的激波风洞存在“大喉道效应”(被驱动段管径与喷管喉道尺寸不匹配),难以保证喷管收缩比较小情况下的破膜重复性,使得设备很难应用到马赫数 5 以下。

随着高马赫数飞行器研制需求的增加,急需脉冲型风洞运行范围向中低马赫数段扩展,特别是需要具有跨马赫数运行能力。以路德维希管原理运行的管风洞作为一种特殊的脉冲型试验设备,由于建设及使用成本较低、参数调节方便、流场品质高等优点,已在亚/跨声速领域得到应用^[5],近年来在超/高超声速领域也得到了发展^[6],体现出了宽马赫数应用潜力。本文概述了宽马赫数脉冲型风洞发展现状,重点介绍了路德维希管风洞及其在高马赫数中应用,分析了宽马赫数路德维希管风洞急需解决的关键技术,包括宽马赫数喷管设计技术、高温管外加热技术以及高温高压隔离技术。

1 宽马赫数脉冲型风洞发展现状

除了 CALSPAN LENS 系列风洞,欧洲、俄罗斯、日本等均建设了大量的中高马赫数风洞,涵盖 Ma 数范围 3.0~30.0,喷管出口尺寸包括 0.1 m 量级的基础研究型、0.8 m 量级的技术研发型以及 2 m 量级的大型生产性设备,如俄罗斯 AT-303 激波风洞、U-12 激波风洞,日本 JAXA 0.44 m 高超声速激波风洞、HIEST 激波风洞等。国内,中国空气动力研究与发展中心、航天十一院以及中科院力学研究所等单位均建设了不同尺寸的激波风洞,如 FD-14A 激波风洞(0.6 m)、FD-20 炮风洞(0.4 m)、JF-4B 激波风洞(0.5 m)、JF-8 激波风洞(0.8 m)、JF-10 爆轰驱动激波风洞等。

由于激波风洞运行马赫数下限受到限制,因此很难在中低马赫数下运行,为了满足高马赫数飞行器研制的需要,国内外研究机构针对脉冲型风洞性能提升开展了大量的探索工作,特别是向中低马赫数拓展,并取得了系列研究成果:

(1) JF12 长试验时间爆轰驱动激波风洞

传统激波风洞能提供的试验时间很短,一般为毫秒量级,不能满足推进试验需求。为了实现长试验时间的高超声速地面模拟试验,中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室开展了系列的延长激波风洞试验时间的新技术探索研究。应用这些激波风洞创新技术,依据反向爆轰驱动方

法,研制成功了反向爆轰驱动激波风洞(图 1),获得有效试验时间长达 100 ms,具有复现 25~50 km 高空、马赫数为 5~9 范围高超声速飞行条件的能力^[7]。

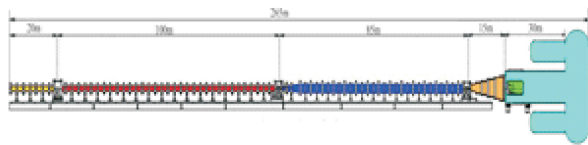


图 1 JF12 激波风洞示意图

Fig. 1 Schematic of JF12 shock tunnel

(2) LENS II 风洞中低马赫数能力扩展

在相关项目研究计划的带动下,美国的高焓设备逐渐向中低马赫数段扩展,改造的主要特点是原来试验马赫数下限在 6.0 以上的设备,开始补充或新建马赫数 3.0~5.0 的试验段。其中一项是对 LENS II 激波风洞进行改造,使其能够模拟地飞行马赫数范围下限扩充到马赫数 3.5,有效试验时间为 18~30 ms^[8]。图 2 为 LENS II 风洞图。



图 2 LENS II 风洞

Fig. 2 LENS II shock tunnel

(3) CARDC 脉冲燃烧风洞

为了满足超燃冲压发动机性能和流动机理研究的需求,中国空气动力研究与发展中心基于管风洞原理发展了一种脉冲燃烧式风洞(图 3)。采用路德维希管或活塞挤压方式提供氧化剂和燃料,这些气体在加热器内混合燃烧并经喷管膨胀加速到所需流动状态,能够满足马赫数 4~6 范围内发动机和飞行器试验的需求,试验时间可达 500 ms^[9,10]。

反射型激波风洞运行范围向中低马赫数拓展时,须以牺牲设备有效运行时间及流场品质为代价。而以路德维希管原理运行的管风洞对喷管收缩比要求相对较低,在中低马赫数运行条件下具有明显优势。近年来,基于路德维希管原理 LENS II 风洞开展了进一步升级改造,使其运行马赫数下限拓展到 2.7,通过同时对驱动段与被驱动段加热使得直至马赫数 7 的运行时间延长至 300 ms^[11]。

图3 $\varnothing 0.6$ m 脉冲燃烧风洞Fig. 3 $\varnothing 0.6$ m impulse combustion wind tunnel

基于上述思想,通过共用部分管体,航空工业空气动力研究院提出了一种激波风洞与路德维希管组合运行模式(图4):在中低马赫数段(马赫数3.0~5.0),采用路德维希管运行模式,通过对管内气体加热,可复现飞行条件总焓;在高马赫数段,以激波风洞形式运行,焓值进一步提高,具备马赫数3.0~10.0的气动热试验能力。

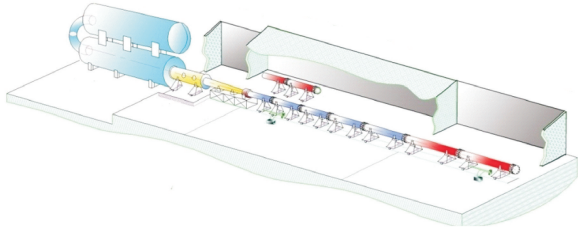


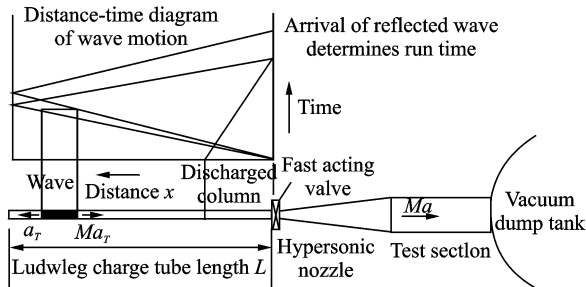
图4 双模态宽马赫数风洞

Fig. 4 Dual-mode wide Mach number range wind tunnel

2 路德维希管风洞

2.1 路德维希管风洞原理

如图5所示,路德维希管风洞主体主要由一根等直径长管构成,一端封闭,一端装有膜片或快速阀接上喷管、试验段和真空罐,其有效试验时间取决于管子的长度和内径。破膜后,等直管中高压气体将向喷管下游真空球膨胀,产生一束膨胀波,在膨胀波之后会有一段均匀气流,可供试验测量用。

图5 路德维希管风洞原理^[6]Fig. 5 Ludwieg tube tunnel principle^[6]

路德维希管风洞核心设计参数之一为驱动段内的流动马赫数 Ma_1 , 考虑管壁附面层影响^[12], 通常要求其值介于0.02~0.2之间。根据一维非定

常流理论,管内实际流速、试验段参数可由 Ma_1 唯一确定

$$u_1 + \frac{2a_1}{r-1} = \frac{2a_0}{r-1} \quad (1)$$

$$\frac{u_1}{a_0} = Ma_1 / \left(1 + \frac{r-1}{2} Ma_1^2 \right) \quad (2)$$

$$\frac{T_{t,1}}{T_0} = \frac{1 + \frac{r-1}{2} Ma_1^2}{\left(1 + \frac{r-1}{2} Ma_1^2 \right)^2} \quad (3)$$

$$\frac{P_{t,1}}{P_0} = \left(\frac{1 + \frac{r-1}{2} Ma_1^2}{\left(1 + \frac{r-1}{2} Ma_1^2 \right)^2} \right)^{\frac{r}{r-1}} \quad (4)$$

式中: u 为绝对速度, a 为声速, T_t 为总温, P_t 为总压;下标0表示驱动段内起始状态,下标1表示非定常膨胀波后参数。

管风洞的有效运行时间与管体长度存在以下关系

$$\frac{a_0 t_1}{L} = \frac{2}{1 + Ma_1} \left(1 + \frac{r-1}{2} Ma_1^2 \right)^{\frac{r+1}{2(r-1)}} \quad (5)$$

上述计算公式适用于整个驱动段预热情况,对于仅存在部分管加热时,实际运行时间要比上述计算值长。加热段长度可采用以下公式估算

$$\Delta L = Ma_1 \frac{a_1 - u_1}{a_0} 2L \quad (6)$$

式中: L 为管体总长; ΔL 为部分加热段管长。

2.2 路德维希管风洞在高马赫数中应用

鉴于路德维希管的建设成本低和流场品质高的特点,国外的相关工业部门、研究院所及高校建设了为数不少的管风洞设备,试验马赫数从亚声速到高超声速,试验段直径从几厘米到米量级。比较有代表性的是德国宇航院(DLR)建设成的系列路德维希管风洞,其建设的高 Reynolds 数路德维希管风洞试验时间可达1 s,采用低温冷却驱动管获得高 Reynolds 数条件,并且提出了快速启动阀代替了传统脉冲型风洞广泛使用的破膜方式,获得了更高的流场品质和大大降低了运行成本^[13]。在此基础上德国的 Braunschweig 工业大学(图6)、荷兰的 Delft 大学等相继效仿,各自建设了相应的路德维希管风洞,马赫数范围涵盖亚声速到高超声速^[14,15]。

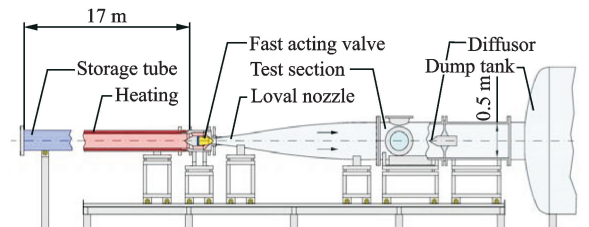


图6 Braunschweig 工业大学路德维希管风洞

Fig. 6 Ludwieg tube tunnel at Technical University of Braunschweig

此外,美国空军研究院采用全管加热方式建造一座马赫数 6 的高超声速路德维希管风洞,有效运行时间为 100 ms^[6]。Purdue 大学利用路德维希管原理建成了 0.24 m 口径的高超声速静风洞,试验马赫数为 6.0,运行时间 100 ms,试验段相对压力脉动仅为 0.05%,比常规风洞低一个量级^[16]。

3 宽马赫数路德维希管风洞关键技术

如前所述,以路德维希管原理运行的管风洞,亚/跨/超声速及高超声速领域得到了发展和应用,体现出了宽马赫数的应用潜力。但要在同一座风洞中实现宽的马赫数运行范围,并满足温度、压力等参数要求,仍有以下几项关键技术需要解决。

3.1 宽马赫数喷管设计技术

为了满足宽马赫数运行及试验需求,需要解决所面临的尺寸匹配问题:

(1)驱动段/被驱动段管径与喷管喉道尺寸匹配。虽然路德维希管风洞设计放宽了对喷管收缩比的要求,但是不同运行马赫数要求驱动段管径尺寸相差较大^[12],难点在于如何采用相同的驱动管径适应不同马赫数所对应喷管的喉道尺寸。

(2)喷管出口与模型尺寸匹配。减小低马赫数喷管的出口尺寸是目前常用的方法,但模型最大允许堵塞比却随运行马赫数上升而增大,给试验模型缩尺比例的确定造成了困难。因此,匹配的核心在于如何保证中低马赫数下有效试验面积,使得同一模型能够兼顾宽马赫数试验需求。

如图 7 所示,双喷管结构由上下游两个设计马赫数不同的型面喷管和过渡段组成,在满足一定的设计条件下,可以通过对流动内总压损失的调节来匹配不同马赫数下的喷管尺寸,从而使路德维希管风洞向低马赫数、同时具备大口径成为可能^[17,18]。

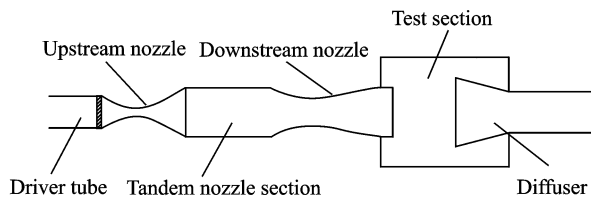


图 7 双喷管原理图

Fig. 7 Schematic of double-nozzle

3.2 高温管外加热技术

无论是为了防止试验段气体在高马赫数运行条件下发生冷凝,还是满足复现飞行条件下总温的试验需要,均需要对驱动段内的气体进行预加热。由于路德维希管风洞独特的运行方式,直接的管内加热方式会干扰非定常膨胀波系结构,严重影响流场均匀度和有效试验时间。

管外加热技术是将高温加热件直接与驱动段

管体外表面接触,并在加热件外表面包裹保温层。高温加热件一般采用电加热形式,通过高温电阻丝对蓄热体进行预热。图 8 给出了高温管外加热系统结构原理图。

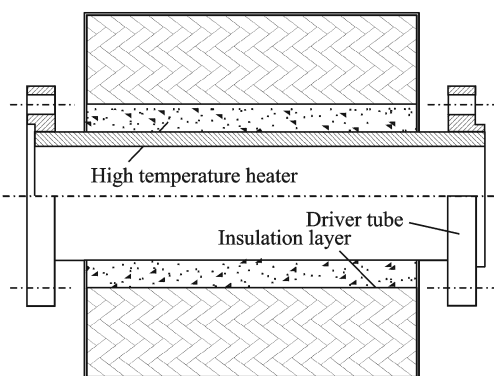


图 8 高温管外加热系统结构原理图

Fig. 8 Schematic of external tube heating system

管外加热方式需要将驱动段管体同步加热,只有管体达到一定温度,才能将热量传导给试验气体。由于固体的比热容远大于气体,因此加热过程中绝大部分能量是被管体所吸收的。作者经过前期相关试验,受到加热元件、管体材料等限制,很难将管内气体加热到 900 K 以上,基本可以复现马赫数 5 以下的总温以及满足更高马赫数下的冷凝要求,但是要复现更高马赫数下飞行总温仍面临很大困难。

3.3 高温高压隔离技术

高温高压隔离技术是宽马赫数路德维希管风洞必须解决的另一个关键技术,包含两方面:

一是隔离驱动管冷/热段。受管外加热器热流密度限制,随着管体尺寸的增加、加热时间急剧上升,通常在小时量级。因此,需要将驱动段中加热部分与未加热段隔离开,防止加热过程中出现热量交换。同时,要求在试验开始前能够打开且不干扰内流道。

二是隔离加热管与试验段。与前相同要求在加热过程中有良好的密封性,同时在加热结束后能够迅速开启,完成风洞启动。研究表明^[19],开启过程对风洞有效运行时间有较大影响,要求在 10~20 ms 以内。

如上所述,隔离系统要同时承受长时间的高温、高压,并且在关闭状态下要保持良好的密封效果、开启过程要迅速、全部开启后不能干扰内流道。

4 结 论

脉冲型风洞独特优势已使其成为高马赫数气动力/热技术研究的热点试验设备,随着高马赫数飞行器研制需求的增加,对脉冲型风洞研制提出了更高的要求,特别是需要具有跨马赫数运行能力。

路德维希管风洞作为一种特殊的脉冲型试验设备,已在亚/跨/超声速及高超声速领域得到了发展和应用,体现出了宽马赫数的应用潜力。但要在同一座风洞中实现宽的马赫数运行范围,并满足温度、压力等参数要求,仍有以下几项关键技术需要解决:

(1)宽马赫数喷管设计技术。双喷管结构的提出使得路德维希管风洞向低马赫数、同时具备大口径拓展成为可能。

(2)高温管外加热技术。直接电加热方式是目前路德维希管风洞采用的加热形式,但是要复现更高马赫数下飞行总温仍面临很大困难。

(3)高温高压隔离技术。满足耐受长时间高温、高压的同时,保持良好的密封性、快速开启特性。

致 谢

感谢中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室赵伟研究员、汪球博士对相关研究工作的支持和帮助。

参考文献:

- [1] LUKASIEWICZ J. Experimental methods of hypersonics[M]. [S. l.]: Marcel Dekker, Inc, 1973.
- [2] LU F, MARREN D. Advanced hypersonic test facilities (Vol. 198)[M]. [S. l.]: Progress in Astronautics and Aeronautics, 2002.
- [3] IGRA O, SEILER F. Experimental methods of shock wave research (Vol. 9)[M]. [S. l.]: Shock Wave Sciences and Technology Reference Library, 2016.
- [4] WADHAMS T P, MACLEAN M G, HOLDEN M S. Continuing experimental studies of high speed boundary layer transition in LENS facilities to further the development of predictive tools for boundary layer transition in flight[R]. AIAA-2013-0379, 2013.
- [5] JUHANY K A, ALDAKHIL H. AT0 Ludwig tube wind tunnel at KAU[R]. AIAA-2006-1316, 2006.
- [6] CUMMINGS R M, MCLAUGHLIN T E. Hypersonic Ludwig tube design and future usage at the US air force academy[R]. AIAA-2012-0374, 2012.
- [7] 姜宗林,李进平,赵伟,等.长试验时间爆轰驱动激波风洞技术研究[J].力学学报,2012(5):824-831.
JIANG Zonglin, LI Jinping, ZHAO Wei, et al. Investigating into techniques for extending the test-duration of detonation-driven shock tunnels[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2012(5):824-831.
- [8] DUFRENE A, MACLEAN M, PARKER R A, et al. Characterization of the new LENS expansion tunnel facility[R]. AIAA-2010-1564, 2010.
- [9] 刘伟雄,谭宇,毛雄兵,等.一种新运行方式脉冲燃烧风洞研制及初步应用[J].实验流体力学,2007,21

(4):59-64.

- LIU Weixiong, TAN Yu, MAO Xiongbing, et al. The development and preliminary application of a pulse combustion wind tunnel with new running way [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2007,21(4):59-64.
- [10] 贺伟,高昌,张小庆,等.脉冲燃烧风洞测力天平研制与应用[J].实验流体力学,2016,30(4):66-70.
HE Wei, GAO Chang, ZHANG Xiaoqing, et al. Development and application of the force-measuring balance in impulse combustion wind tunnel tests [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2016,30(4):66-70.
- [11] DUFRENE A, MACLEAN M, WADHAMS T, et al. Extension of LENS shock tunnel test times and lower Mach number capability [R]. AIAA-2015-2017, 2015.
- [12] RUSSELL D A, TONG K O. Aerodynamics of high performance Ludwig tubes[J]. AIAA Journal, 1973(5):642-648.
- [13] ROSEMANN H, STANEWSKY E. The cryogenic Ludwig-tube of DLR and its new adaptive wall test section[R]. AIAA-95-2198, 1995.
- [14] ESTORF M, WOLF T, RADESPIEL R. Experimental and numerical investigations on the operation of the hypersonic Ludwig tube Braunschweig[C]//Proceedings of the Fifth European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles. Cologne, Germany: [s. n.], 2005,563(563):579.
- [15] SCHRIJER F, BANNINK W. Description and flow assessment of the Delft hypersonic Ludwig tube [R]. AIAA-2008-3943, 2008.
- [16] SCHNEIDER S P. Effects of high-speed tunnel noise on laminar-turbulent transition[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2001,38(3):323-333.
- [17] QIAN Zhansen, GAO Liangjie, YANG Ximing. Numerical simulation of a tandem nozzle flow for a high enthalpy impulse wind tunnel[C]//Proc of the 8th European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles. Lisbon, Portugal: [s. n.], 2015:1-4.
- [18] 高亮杰,钱战森,王璐.宽 Ma 数脉冲型风洞喷管尺寸匹配技术研究[C]//第十七届全国激波与激波管会议.哈尔滨:中国力学学会,2016.
GAO Liangjie, QIAN Zhansen, WANG Lu. Research on nozzle size matching technique for impulse wind tunnels with wide operation range[C]//Proc of 17th Conference on Shock and Shock Tubes. Harbin, China: The Chinese Society of Theoretical and Applied Mechanics, 2016.
- [19] WOLF T, ESTORF M, RADESPIEL R. Investigation of the starting process in a Ludwig tube[J]. Theor Comput Fluid Dyn, 2007,21:81-98.