

# 管风洞——高雷诺数地面模拟试验设备\*

中国科学院力学研究所 钱福星 王幼纯 李明娟 张锦纯

管风洞可以认为是一种特殊类型的下吹式风洞。它是西德格廷根大学Ludwig (1955)首先提出的。起初,它作为超音速或高超音速风洞而受到注意,后来在迫切需要建立高雷诺数风洞的背景下,作为一种高雷诺数跨音速风洞而问世。

## 一、产生管风洞的背景

1. 飞行雷诺数的提高与试验设备可达雷诺数的差距 对于气动力模拟来说,主要的模拟参数是飞行马赫数和雷诺数。但是在本世纪50年代以前,飞行器的飞行雷诺数与试验可达雷诺数之间的差距还不太大,一般认为只要试验雷诺数达到一定的范围以上,就可以得到比较满意的结果,所以实际上并未重视对

雷诺数的模拟。60年代以后,飞行器的实际飞行雷诺数越来越高。图1—3 (Lukasiewicz, 1973; Enkenhuo, 1973)是现代大型喷气运输机和航天飞行器的飞行雷诺数随年代的变化。可以看出,随着时间的推移,飞行雷诺数与风洞可达雷诺数之间的差距越来越大。图4是美国海军对现代化武器(包括战斗机、

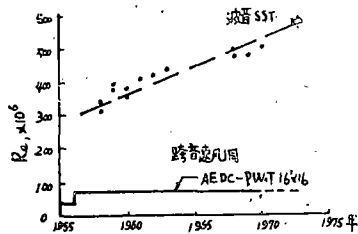


图1 大型喷气运输机在巡航条件下的Re数和跨音速风洞的Re数

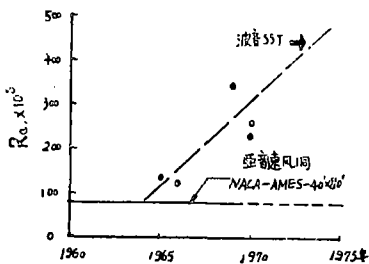


图2 喷气运输机在着陆条件下的Re数和风洞的Re数

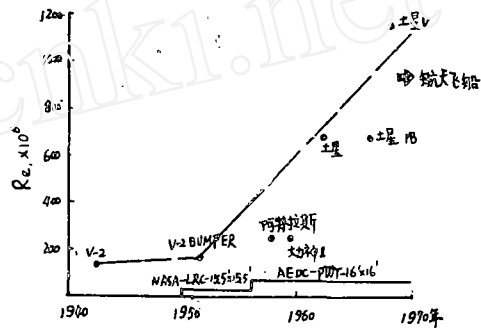


图3 大型火箭Re数和风洞Re数

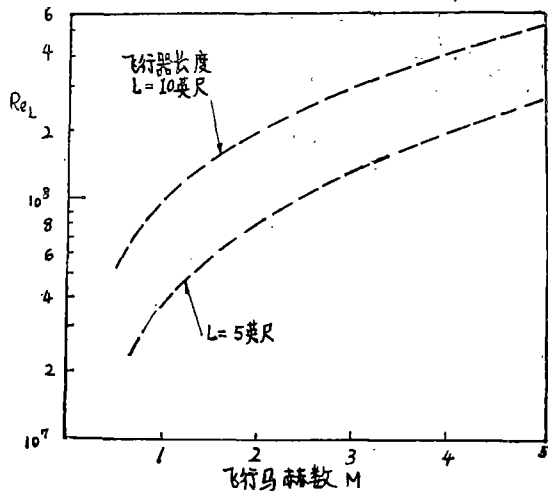


图4 海军空中武器Re数

1979年9月10日收到。

轰炸机及各种导弹, 以下同) 的要求。显然可以看出, 要求的雷诺数范围也是 $10^8$ 量级。

表1列有欧美各国具有较高雷诺数试验能力的普通跨音速风洞, 其每英尺雷诺数最高为 $5 \times 10^7$ 。表中

最后一个设备是美国马歇尔空间飞行中心 (MSFC) 的管风洞。它是所列设备中唯一能接近实际飞行雷诺数的设备, 可达的单位长雷诺数为 $2 \times 10^8$ /英尺。

2. 雷诺数模拟的重要性 在高雷诺数飞行中会

表1 西方各国已有的高 Re 跨音速风洞

设 备	尺 寸	M 数	(Re/英尺) $\times 10^6$	运行时间
AEDC16'跨音速	16' $\times$ 16'	0.5—1.6	2.2—8.3	连 续
D. Taylon Mod Basin	7' $\times$ 10'	0.3—1.7	1—6	"
NASA Langley	6.6' $\times$ 9.6'	0—1.2	0—4	"
波音公司	8' $\times$ 12'	0.5—1.2	1.7—5	"
通用动力公司	4' $\times$ 4'	0.5—5	1.5—4.6	30秒
LTV Dallas	4' $\times$ 6'	0.2—5	2—40	40秒
McDannell-Dongles	4' $\times$ 4'	0—6	1—50	30秒
NASA Ames	11' $\times$ 11'	0.7—1.4	1.7—9.4	连续
NASA Langley 16'	15.5' 八角形	0.2—1.3	1.2—3.7	"
NASA Langley 8'跨音速	7.1' $\times$ 7.1'	0—1.3	0—8	"
NASA Lewis	8' $\times$ 6'	0.8—2.1	4.2—4.8	"
北美 Rookwell	7' $\times$ 7'	0.2—3.5	3—16	30秒
联合飞机公司	8' 八角形	239英尺/秒— 0.9及1.2	1.8—4.6	连续
NASA Langley	16' $\times$ 16'	0.1—1.2	0.35—2 (空气) 0.09—7 (氟气) (烷气)	"
CAL	8' $\times$ 8'	1.3	1—7	"
Lockheed	4' $\times$ 4'	0.2—1.4	12.5—20	15秒
Lockheed-Georgia	20" $\times$ 28"	0.5—1.3	—50	7—10秒
RAE	8'	0.3—1.0	3—6	连 续
NLR-NS		0.2—1.0	2	"
Modern-Avrieux <sub>1</sub>		0.2—1.0	2—5	"
Modern-Avrieux <sub>2</sub>		0.2—1.3	2—4	"
Göttingen AVA	1m $\times$ 1m	0.5—1.3	2	"
NAL (日本)	2m $\times$ 2m		2—3	"
NASA MSFC Ludwig	$\phi 32"$	0.2—1.3, 1.4 1.7, 2.0	8—200	0.2—0.6秒

注: 表中最后列入Ludwig管系作比较用。

出现很多新现象。这些现象有的在低雷诺数风洞的缩尺模型试验中反映不出来,有的在风洞试验中得到的数据偏低。有些措施在低雷诺数风洞试验中认为是不现实的,但在实际飞行中却证明是良好的(例如边界层控制的方案)。而所有这些现象在真实飞行中都是重要的。因此,必须进行高雷诺数试验才可能解决这些问题。

由于现代飞行器的飞行机动性要求越来越高,飞行动作越来越复杂,有些飞行器的外形与传统的流线型差别很大,这样就出现了许多与雷诺数有关的气动力与气动热问题。例如,火箭可以是平截头的,表面上可以有陡角、突起部等。这样的外形在飞行时会引起激波与边界层的干扰所造成的广泛的脱体区,在大攻角飞行时还会出现属于粘性横向流的脱体涡等。在处理这些问题时,传统的看法——达到湍流边界层后,雷诺数就不再是一个相似准则——已不再适用。也就是说,即使雷诺数大到边界层成为湍流边界层以后,还必须考虑雷诺数的效应。

根据美国海军的统计,现代化武器的85%的飞行时间是在跨音速范围内进行的。而在跨音速和低超音速飞行时,飞行雷诺数与一般风洞试验可达雷诺数的差距最大。图5示出了几种航天飞行器和大型运输机的飞行雷诺数与飞行马赫数的关系。在马赫数大于4.0的情况下,用一般风洞进行地面模拟是适宜的。相反,在马赫数小于4.0时,用一般风洞模拟就不行了。

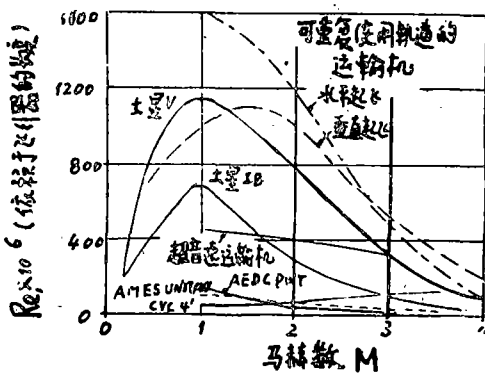


图5 Re数的模拟要求

图6示出飞行马赫数为0.825时在各种雷诺数下测出的某种翼型的俯仰力矩系数(Jones, 1969)。可以看出,要从 $(8-7) \times 10^6$ 的雷诺数的风洞数据来外推高雷诺数下的结果是复杂的,也是不可靠的(Dong, 1973)。原因是,在跨音速下边界层与外部流场的关系太复杂,流动现象受雷诺数的影响太大。这也是低雷诺数风洞中人为转捩办法不能得到正

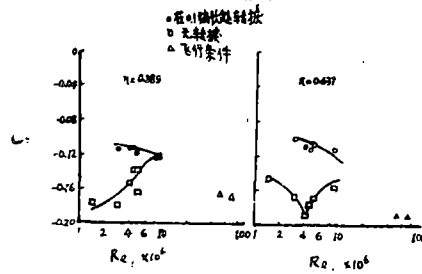


图6 俯仰力矩系数 $C_m$ 与Re数的关系( $M_\infty = 0.825$ )

确数据的原因。

激波-边界层相互作用要受到边界层厚度和表面速度分布的很大影响。用人为控制转捩点的办法有时能取得一定的成功(Blackwell, 1969),但一般说来并不如此。有名的C-141事件可以说明雷诺数模拟的重要性。C-141是洛克希德(Lockheed)公司研制的军用运输机,设计中采用了在低雷诺数风洞中用人为转捩办法得到的试验数据,结果在飞行试验时低头力矩太大,操纵发生困难。把实际飞行中测定的压力分布与风洞试验结果加以比较(图7),发现压力分布很不相同,升力系数相差达30%之多。这就说明在低雷诺数下强迫转捩技术并不能正确地反映高雷诺数下的流动现象。

此外,跨音速翼型特性,机翼与机身的干扰,进气道、喷气出口的干扰,大攻角时的分离,以及嗡鸣现象等,都与雷诺数有很大关系,不靠试验就没有办法解释这些现象。文献(Lukasicwicz, 1973)中详细地阐明了与雷诺数有重大关系的实际问题及由此产生的基本理论问题。这些都说明了模拟雷诺数的重要性。

3. 跨音速空气动力学发展的几次起伏 跨音速空气动力学以飞机、导弹、炮弹和航天飞行器等物体的跨音速流动作为研究对象,以跨音速飞行的稳定性、机动性、安全性和性能提高作为研究的目的。30多年前,许多战斗机在高速俯冲中遭到灾难性破坏。当时的研究是通过各种飞机作俯冲飞行来了解跨音速音障问题,提出补救办法,并教给驾驶员怎样避免事态的发生和发生时如何处置。当时没有跨音速流体力学理论的指导,也未出现开槽或开孔壁的跨音速风洞,所以反复的俯冲飞行和勉强使用高速(亚音速)风洞进行试验,只发现了许多跨音速飞行时遇到的现象,产生了一些推迟或防止危险开始发生的装备。当时几乎没用理论去指导人们去理解这些问题,只是草草地规定飞机无论如何不能以跨音速巡航。这是跨音速空气动力学发展的第一阶段。

50年代是世界上广泛建造风洞的时代。航空技术工作者设想的是飞机的发展将从亚音速顺利地过渡到超音速,而把跨音速飞行只看做是超音速飞机在飞行中应该通过的过渡状态,只要越过音障就万事大吉了。这种片面看法使世界上许多飞机公司以为看到了美好前景,因而埋头于建设超音速风洞,而对民用飞机来说,向超音速的发展并不那么顺利,也不那么重要,痛感不足的却是跨音速设备。在高速风洞时代,空气压缩性所造成的激波等现象成为人们关注的主要问题,雷诺数、气流紊乱等现象在风洞试验中被忽视了,因为很难既要模拟马赫数又要考虑这些因素。

二次大战前夕开始建造了研究空气可压缩影响的高速风洞,但是洞壁上的边界层和模型本身的阻塞作用引起流动阻塞,使得实际上流动马赫数一般只能达到0.8—0.9。1945年NACA的Stack和Wright研制出开槽壁风洞,消除了阻塞现象。接着出现了马赫数更高、使用方便的多孔壁风洞。二者确定了跨音速风洞的基本形态。到50年代,跨音速空气动力学的理论研究和试验研究也开始有了发展。1962年秋国际理论与应用力学联合会(IUTAM)在百德亚琛(Aachen)举行的第一次跨音速空气动力学国际会议,是这一发展过程的一个里程碑。这一时期的跨音速空气动力学的实验和理论研究受到了试验设备的能力和数学困难的限制。当时还有人认为,高速飞行器所遇到的音障远没有热障那么重要。这是跨音速空气动力学发展的第二阶段。

进入高速飞机时代以后,与超音速飞行有关的后掠翼、三角翼等翼平面形状的问题和面积律等翼身干扰问题受到了重视,而与跨音速翼剖面有关的研究并没有很大的发展。但在60年代,英国国家物理实验室(NPL; National Physical Laboratory)的Percy首先提出了Peak翼(有峰翼),稍晚一些NASA的Whitcomb提出了超临界翼。这些无激波翼型可以推迟跨音速范围阻力的剧增,引起了世界各国气动界的重视。现在,发展这类新翼型已成为研制新型飞机不可缺少的条件。由于翼型的革命性进步,跨音速领域空气动力学的理论和实验研究就变得更重要了。近年来,跨音速数值分析的显著进展,经济上需要发展跨音速巡航运输机。超音速军用飞机往往需要以跨音速进行广泛的机动飞行,使得跨音速流动研究在欧、美、日本、加拿大重新活跃起来。1974年IUTAM在格廷根召开的第二次跨音速空气动力学国际会议,反映了跨音速空气动力学理论和实验研究的新发展。

最近,由于运输机的高速化和大型化,巡航速度

接近音速,翼面上发生的激波与边界层的相互作用对性能有很大的影响,因此需要正确模拟阻力剧增和抖振等效应。这就需要同时在马赫数和雷诺数两方面使风洞实验与真实飞机的飞行情况相吻合。C-141运输机便是在研制过程中由于雷诺数过小,模型翼面上的激波位置与实机的有很大不同,以致错误地估计了俯仰力矩,从而不得不重新设计,并且大量增加压载以平衡俯仰力矩,结果延迟了工期近一年,损失了数百万美元。人们感到,过去半个多世纪一直提供有用设计数据而在飞机研制方面几乎无所不能的设备,如今正面临着新的困难问题。

在上述这些背景下,60年代后期,要求建立高雷诺数风洞的意见象暴风似地在欧、美、加拿大、日本的气动界出现。目前他们都在努力实现跨音速高雷诺数地面模拟试验设备的现代化。跨音速流动和稳定问题的理论与实验研究,是根据航空及航天事业的发展需要提出来的。反过来,前者作为学科取得的进展,推动着后者的进一步发展。

4. 高雷诺数地面模拟试验设备的发展过程 60年代后期,欧美气动界普遍认为,原来的风洞,尤其是跨音速风洞,在雷诺数模拟方面是不足的,必须建立与实际飞行雷诺数相同的风洞。1969年美国国防部与NASA组成的航空航天指挥部(AACB)对建设高雷诺数风洞的问题进行了认真的研究,认为应由国家投资来建设这种实验设备。1969年AIAA又写出了美国急需高雷诺数跨音速风洞的专题报告(Lukasiwicz,1973)。因此美国在1971年确定了由国家投资建设五个高雷诺数风洞,其中就包括空军AEDC的大型管风洞(Ludwig,1976)。在欧洲,1969年底AGARD成立了高雷诺数风洞小组,同时该组织的大风洞工作组对地面设备进行了系统的调研,它们经过几年的认真研究,对风洞的要求取得了一致的意见:不一定以全尺寸雷诺数为目标,而是要求基于弦长的雷诺数 $= 4 \times 10^7$ ,风洞的型式主要有四种:管风洞(德国),Evans净风洞(英国),引射驱动风洞(法国)及液压驱动风洞(AGARD,1974; Advisory,1972; Mickil,1975; Gao,1973; Evans,1971)。在这四种型式中认为前两种更为适宜。1971年12月,日本科学技术厅厅长在航空技术审议会上强调了发展高雷诺数风洞的必要性。1972年日本又陆续发表了一些关于高雷诺数模拟及有关管风洞的资料(Takashima,1972)。到目前为止日本已建成了三个小型的管风洞,积累了一定的经验(Takashima,1977)。此外,荷兰也提出发展高雷诺数实验设备。

以上是1970年前后国外在发展高雷诺数实验设备方面的大致情况。大部分国家发现,一个国家单独建

表 2 欧、美建议的大型管风洞规格

	实验段尺寸 (米)	最大M数	基于弦长的 雷诺数	驻点压力 (巴)	贮气温 度(℃)	有效运行 时间(秒)	充气时间 (分)
欧洲大风洞组	4.2×5	1.3	40×10 <sup>6</sup>	6	25	10	10
美空军高雷诺 数风洞组	2.4×3	1.4	230×10 <sup>6</sup>	32	-35	8	25

设大型高雷诺跨音速风洞是比较困难的,因而只有美国提出由国家建设这种设备。而在欧洲则由北大西洋公约组织那样的机构来考虑这种实验设备的建设问题。表2是美国空军高雷诺数风洞小组和AGARD大风洞组计划建设的管风洞的规格。

在建设高雷诺数实验设备的研究中,主要考虑的因素是:提供预期的实验段流动品质的能力;技术上的可行性;设备的造价及运行费用等。从功率要求、设备结构及实验段的流动品质来考虑,常规常温下吹式风洞的概念已被放弃,代之以各种其它的概念,主要是“储能”概念。

1974年以来西方各国受到了石油冲击,经济发生困难,因而建设风洞主要从生产性和能量节约来考虑(Takashima,1979)。美国NASA在1974年提出了冷凝风洞的概念,并进行了模型风洞试验,1975年美国提出建设大型连续式冷凝风洞(实验段为2.5×2.5米<sup>2</sup>,功率88000千瓦,最大驻点压强8.8巴,实验段雷诺数为1.5×10<sup>8</sup>),计划于1981年建成。欧洲AGARD的大风洞组在1977年12月建议由德、英、法、比利时四国联合建立实验段尺寸为1.65×1.9米<sup>2</sup>、功率27000千瓦、驻点压强4.4巴、雷诺数40×10<sup>6</sup>的冷凝风洞,建议1981年开始建造,1985年完成(ZFW,1977)。在此之前德国准备建一个实验段为0.45×0.6米<sup>2</sup>的模型冷凝管风洞。虽然欧美气动界对冷凝风洞的建设方面已作了一些工作,但是这种设备真正用来作为一种可靠的实验设备之前,还需要进行相当多的工作。

目前,世界上已有20多个中、小型管风洞在成功地运行,进行着有效的实验,取得了有益的成果,这些经验表明管风洞比其它几种型式的风洞在技术上更为成熟,而且具有进一步提高性能的潜力(Ludwig,1976)。虽然从一般小型设备的经验按比例放大不是一个简单的问题。但是,管风洞的驱动系统在技术上是没问题的,而且有原理简单、造价低、流动品质好等优点。所以国际气动界认为,管风洞是一种可以与其它几种型式的风洞媲美的大型近代高雷诺数实验设备。日本至今还有将其管风洞大型化的想法。为了对高雷诺数跨音速流动进行比较深入的研究,以及填补我国风洞领域中的空白,在我国建造一座中型

或小型管风洞是很有必要的。

## 二、管风洞的特点及其与其它形式 (尤其与下吹式)风洞的比较

由于管风洞的运行原理是通过非定常膨胀波对流动进行加速,因而它的特点就是流动平稳、光滑、能得到高质量的一元定常流动。同时,设备造价低而试验时间并不太短。

因为构造简单,提高贮气压力就比较容易。贮气管流通面积对喷管喉道面积的收缩比决定了试验段的流动驻点压力与贮气压力之比。所以只要提高压力,小型设备也能得到高雷诺数。当然,模型及支架的强度对压力的提高有限制作用。

把管风洞与下吹式风洞作一下比较,前者的优点就更加清楚。其根本之点在于流动的产生原理。

1. 暂冲式下吹风洞的调压阀使高压空气冲进稳定段时产生超音速,然后通过激波使气流减速。欲使气流稳定平滑,必须有大的稳定段、整流网等复杂的装置。即使如此,还不能很好地消除压力脉动及减小气流湍流度。在高压下这些问题更为严重。此外,从高压贮气罐到稳定段的流动过程造成的温度变化难于控制。相反,管风洞的气流加速是通过一元非定常膨胀波而实现的,所以从本质上说是“干净的流动”。与同一性能的下吹式风洞比较,管风洞的造价可低到下吹式风洞的1/3.5(Enkenhuo,1973; Dong,1973)。

2. 下吹式风洞起动时,通过调压阀进入风洞的空气首先用来充满稳定段,因而能量利用效率低。管风洞没有这个问题,所以运行费用便宜。当然,管风洞只是利用第一次定常状态,在实验结束时必须关闭快升阀以保存剩下的空气。如果在装置的下游安装“回复管”则可提高空气的利用率。

3. 管风洞的缺点是运行时间由贮气管长度决定,同时管内边界层随时间的增厚影响了流动的均匀性。当然,采取加大管径等措施可以弥补这一点。

4. 模型支架的负荷与下吹式风洞的差不多。下吹式风洞的更严重些。由于管风洞的试验时间可达1秒,一般说来,用于下吹式风洞的测量仪器和数据处

理设备也可用于管风洞。

5. 暂冲式下吹风洞与管风洞的共同点是都有比运行时间长的能量输入时间,但驱动效率又大大抵消了能量可以贮存的好处,而功率要求的下降与有效时间的下降并不相称,下吹风洞尤其如此,并且气动噪音比较严重,只能在稳定段使用压强损失高的消音装置才能使之降低到可以接受的水平。已建成的阿诺德工程发展中心(AEDC)和Evans的管风洞的成功运行,证实了实验段内的流动没有产生重大的气动噪音(Whitfield,1971; Ludwig,1976)。

总之,作为高雷诺数跨音速风洞设备,暂冲式下吹风洞当然不能作为发展方向。

管风洞在其出生地格廷根多年来受到了许多基本研究。但它后来,尤其是跨音速风洞的利用,却在美阿诺德工程发展中心(Starr, Schueler,1973)和国家航空和航天局(NASA)的马歇尔空间飞行中心(Davis,1968)受到了引人注目的研究。用于这些研究的小型管风洞和日本航技所(NAL)的管风洞的一些数据如表3所示。

如上所述,由于管风洞有许多优点,现在已经被认为是实现高雷诺数风洞的最短途径。美国和西欧都对高雷诺数风洞作了研究,都把管风洞作为有力的设备。Ludwig的管风洞方案以及阿诺德工程发展中心的高雷诺数管风洞的方案的数据和参考的下吹风洞

表3 有代表性的小型管风洞设备

	AEDC	MSFC	NAL
实验段尺寸(毫米)	186×232	φ813	360×120
贮气管尺寸(米)	φ0.305 ×18	1.3×75	φ0.3× 28.7
贮气压力(大气压)	54.4	45.2	10
有效实验时间(毫秒)	50	350	70
实验段型式	斜孔、可 变开口比	多孔型	开槽型
马赫数	跨音速	0.2—3.5	跨音速

方案的比较如表4所示。

欧洲方案由于考虑到强度而选择大型、低压的,还希望运行时间长。美国方案与此相反,而且还要进一步考虑贮气冷却(-34℃)。

另外,德国航天研究院(DFVLR)已考虑延长其长度以实现适当试验时间的管风洞。同时也提出增添“回复管”,以便改进驱动系统的效率和降低环境噪音水平。

管风洞作为跨音速风洞,还有一些需要进一步完

表4 欧美高雷诺数跨音速风洞计划(h, F分别为实验段高度和截面积)

风洞型式	美国高雷诺数风洞		欧洲大风洞组	
	I 下吹风洞	II AEDC 管风洞	III Ludwig. 管风 洞方案	IV Evans 风洞
雷诺数 $L = 0.6h$ $L = 0.1\sqrt{F}$	1000×10 <sup>6</sup> (M>0.6) 200×10 <sup>6</sup> (M>0.6)		40×10 <sup>6</sup> (M=0.9)	
实验段尺寸(米)	2.7×3.6	2.4×3*	4.2×5*	
M数	≤1.4	≤1.4	0.3—1.3	<1.35
有效实验时间(秒)	2	2.5	10	10
贮气管尺寸(米)	φ3×3.7(7根)	φ4.59×440	φ6.76×1862	φ14.5×270
贮气压力(大气压)	250	53(-34℃)	7.7	<8
收缩比	10:1			8:1
每天运行次数		4	5	7
备注			管内M=0.2	最大活塞速度25.5 米/秒(M=1)

\* 此风洞只是拟建的计划,因规模过大,计划已取消。

善解决的问题。众所周知,跨音速实验段要经壁孔使一部分气流通过驻室往外抽气,管内是高压,所以从驻室把抽气管引到大气虽然能抽气,但是时间选择比较困难。时间不当会缩短有效运行时间。另外,起动机时驻室的抽气和抽气量的控制问题也要研究(Whitfield,1971)。

1971年英国皇家研究中心的Evans教授提出了一种管风洞的变种。办法是把通常的封闭循环风洞的稳定段延长,在稳定段内以活塞代替风扇,活塞驱动稳定段内的高压气体。活塞速度平均约为25米/秒,比音速慢得多。所以活塞的全行程比管风洞贮气管短得多,从而能够得到足够的运行时间。控制Evans风洞运行时间的,与其说是贮气管长度,不如说是容积。在Evans风洞运行时,活塞起着送风机的作用,所以前后的压差不大。另外,回路中没有冷却器之类造成的损失,所以效率高。这种风洞的最大问题是膨胀波到底能否被活塞运动抵消。皇家航空研究中心用1英尺直径贮气管的小型风洞进行了气动和力学问题的研究,对这样尺寸的设备,相当粗糙的活塞控制就能达到目的(Lukasiewicz,1972),下一步准备放大到计划的尺寸。不过比起其它型式的风洞,它在技术上毕竟还不够成熟,作为实验设备来说,不宜立即选用。

冷流连续式风洞是美国国家航空和航天局兰利研究中心Kilgore等人提出的(Yang,1978)。1977年建成一个试验段1/3米,  $M=0.05-1.3$ , 驻点压力1-5大气压, 驻点温度77-350°K,  $Re=10 \times 10^6$  ( $M=1$ 时)的模型风洞。这是世界上第一座低温跨音速风洞。运转以来获得了满意的实验结果。现在兰利中心准备建造2.5×2.5米,雷诺数可达 $140 \times 10^6$ 的冷流风洞,计划在1981年运行。这种风洞以氮气为介质,其优点是:

1. 可以减小动压和驱动功率。动压减小可以简化模型和天平的设计,扩大测量范围。在给定的实验段尺寸及雷诺数下,驱动功率可以大大降低。例如,试验段直径6米、雷诺数为 $50 \times 10^6$ 的常温连续风洞,驱动功率为 $10^6$ 马力,而冷流风洞只需75000马力。

2. 具有独特的运行能力。可以把雷诺数、马赫数和动压的影响分开,单独进行研究。这对高雷诺数现象的研究是很有利的。

3. 由于驻点压力低,噪音水平比常温高压风洞在同样的雷诺数下低10分贝。

4. 有足够长的试验时间。

但是,这种风洞的最大缺点是运行费用太高,因为液氮的需要量很大。就以兰利中心已建成的1/3米风洞来说,外推到2.5米的大风洞,液氮需要量为每

秒260公斤。按每公斤0.35美元计算(比实际价格低得多),每小时需35000美元。这是一个惊人的数字。

可见,冷流连续式风洞由于需要制冷设备,运行技术复杂及运行费用高昂,对我们来说显然是不可取的。

还有人建议用引射驱动(Mickil,1975; Carriere,1973)和液压驱动(ZFW,1977)的方案。它们也各有优点,但似乎不如管风洞和冷流风洞讨论得那么热烈和具有技术和性能上的优势。

### 三、国外管风洞的发展情况

1957年Ludwig教授开始建造世界上第一个管风洞(Ludwig,1957)。1967年前后在德国航天研究院建成了三座超音速高雷诺数管风洞(Gao,1973),用来进行各种飞行器的六分力试验以及传热、边界层转换等项研究(Yoshizawa,1977)。1957年英国皇家军事研究和发展局建造了一个管风洞,1963年作了性能测量报告(Cable & Cox,1963)。1965年美国康耐尔航空实验室利用管风洞作“土星-V”的底部加热试验(Shearan,1969)。同年,马歇尔空间飞行中心建议建造管风洞,1968年进行试验性的小设备研究(Davis,1968; Davis et al, 1968),在此基础上建造了一个实验段为 $\phi 813$ 毫米的管风洞,1970年以来进行了气动力、压力等初步研究。其每英尺雷诺数可达 $2 \times 10^8$ 。美国空军阿诺德工程发展中心从1967年开始进行高雷诺数实验设备的研究,选择了管风洞。1969年建造了实验段为 $186 \times 232$ 平方毫米、实验时间为135毫秒的管风洞,达到了相当完善的水平。现在正用于进行高质量的气动及传热测量。作为模型风洞,对风洞本身的性能和结构进行了一系列研究,如流动品质、边界层增长、驻室容积的影响、起动时间、动模型的流动响应、起动阀方案等等(Starr & Schueler, 1973)。现在在美国和德国有关管风洞的这些问题已基本解决,在日本有些已基本解决,有些正在解决。在此基础上阿诺德工程发展中心曾打算建造一个雷诺数可达 $10^9$ ,实验段 $2.4 \times 3.05$ 米<sup>2</sup>的超大型跨音速管风洞,用来进行航天飞行器可达的全尺寸雷诺数试验。但因规模过大,困难太多,计划已被取消。

从70年代开始,日本航技研究所先后造了三个管风洞(Takashima,1977)。欧美各国一些大学(Calte,1970; Russel,1973)也开展了管风洞的研究。

到目前为止,在欧美、日本共建造了20多个管风洞,表5列出了一些国外管风洞的情况。70年代的情

表 5 国外 Ludwig 管风洞

所在地	贮气管 $\phi$ (毫米) $\times$ 米	试验段 (毫米)	贮气压力 (大气压)	M数	Re	备注
AEDC	305 $\times$ 18.3	185 $\times$ 234	54.4	跨音速		
ARDE	51 $\times$ (10.2—35.5)	开口射流	68.1	3.4		
AVA	200 $\times$ 55	180 $\times$ 180	40	8—6		加热
"		$\phi$ 500		8—12	$8 \times 10^7$ /米	
シシカン大学	78.7 $\times$ 4.6	$\phi$ 78.7	2.7	亚音速		
MSFC	146 $\times$ 11.2	$\phi$ 66.3	6.7	亚·跨·超		
"	1320 $\times$ 114	$\phi$ 813	47.6	亚·跨·超	$2 \times 10^8$ /英尺	
NAL	130 $\times$ 10	$\phi$ 60	5.8	亚音速		
"	130 $\times$ 12.5	$\phi$ 100	5.8	跨音速		
"	300 $\times$ 27	120 $\times$ 360	10	"		
CAL	1000 $\times$ 9	$\phi$ 810		"	$1 \times 10^8$ /米	

况由日本大阪大学村崎寿满教授作了介绍 (Murasaki, 1974)。他在美国、欧洲呆了半年, 参观了马歇尔空间飞行中心的管风洞的实验研究情况及正在进行的宇宙渡船的有关实验; 在英国、西德见到了 Evans 和 Ludwig 等人, 了解了欧洲的动态。在此基础上他们准备建造一个大型的高雷诺数风洞。但是, 由于经济危机, 欧美各国在发展高雷诺数风洞中遇到了种种困难。阿诺德工程发展中心的管风洞的最近资料见 (Starr & Schueler, 1973; Varner, 1975)。

#### 四、在管风洞中进行的实验

管风洞受到重视的理由, 一是它可成为高雷诺数实验用的大型设备, 二是可进行很多基础研究。基础研究包括高雷诺数下特有的管内流动问题, 也包括设备本身的研究, 如:

1. 起动问题: 设备本身的起动, 喷管起动, 快开阀位置的影响, 以及有效实验时间的延长手段等。
2. 流动品质的研究: 包括边界层增长的影响及噪声等。
3. 激波-边界层干扰, 分离流等。
4. 测试技术和手段。

实用性的模型研究也进行了不少, 如机翼表面压力分布、气动力、传热、转捩等 (Yoshizawa, 1977)。下面介绍几个例子。

二元机翼翼型压力分布测量 (Starr & Schu-

eler, 1973; Takashima, 1975)。图 7 给出了在阿诺德工程发展中心进行的 C-141 翼型压力分布的实验结果 (Starr & Schueler, 1973)。压力分布与实际飞行结果相近, 激波在 60% 弦长附近。值得注意的是, 高雷诺数没有显著的影响。图中引入了阿诺德工程发展中心 16 英寸风洞在低雷诺数下的结果, 与高雷诺数的结

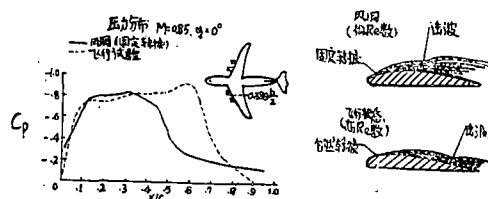


图 7 C-141翼剖面压力分布风洞试验与飞行试验比较

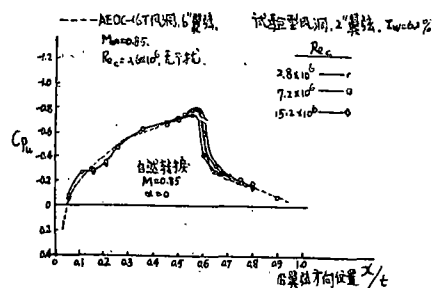


图 8 C-141翼剖面压力分布在管风洞上测定结果



果符合得很好。与图6比较可以看出,雷诺数变化引起的激波位置的变化并不是翼型的特性,而是全机模型进行试验时的相互干扰等因素所致。此外,这也说明不适当的固定转捩方法影响了分离位置,从而也影响了激波位置。C-141事件原来怀疑是翼型性能所致,管风洞试验结果消除了这一重大怀疑。应该指出,C-141翼型试验结果并不能说明高雷诺数的影响对二元翼型不重要。其它翼型结果如何,尤其是三元情况下的结果如何,都是渴望知道的问题。日本航技所在管风洞内进行了超临界无激波翼的理论和实验研究,对得自理论计算的两种超临界无激波翼型进行了压力分布测量(Takashima,1975)。

Tuzla(1976)报道了用脉冲激光干涉法得到的二元10%双弧翼型的压力分布,与冷焐风洞的结果比较可以看出,在 $M=0.8$ 时, $C_p$ 的负峰值随比热比值 $\gamma$ 增大而下降了10%左右。

Vidal(1973)测量了平板上的激波-边界层干扰与雷诺数的关系。除去表面摩擦测量以外,还用皮托管、静压探针及纹影法进行了流场观察测定,结果显示了雷诺数的明显影响:在低雷诺数时激波下游的分离区是边界层厚度的9倍左右,而在高雷诺数下减小到1—2倍。

三元模型试验有圆锥的三分力试验(Hottner,1965)、火箭喷管试验(Hendershot,1976)、标准模型AGARD-B阻力系数测量(Davis,1973)等。

总之,在管风洞中可以进行大量的基础研究和实用性研究。

## 五、关于管风洞的试验时间

在过去30年间,由于实际需要,高速空气动力学试验设备日益向着高性能方向发展,即要求达到更高的马赫数、雷诺数和气流焓值。为此就要求提高实验段气流的动能,增大实验段尺寸和气流驻点参数。如果缩短试验时间,这些条件就比较容易实现。就这点来说,管风洞比其它型式的风洞更好。

管风洞的实验时间,是指风洞的排气阀(机械阀或膜片阀)打开以后,膨胀波的波尾向上游传入贮气管,喷管喉截面的气流达到音速,并且压缩波向下游扫过试验段后,在试验段形成定常流动这段时间。因此,试验时间就是膨胀波波尾传入贮气管,直到波头从贮气管封闭端反射,又回到喷管进口这段时间,减去压缩波向下游扫过试验段的时间。前一段时间叫做贮气管定常状态时间,后一段时间叫起动时间。贮气管定常状态时间与贮气管长度成正比,很容易计算。

图9表示Ludwig管各种参数回复率和试验时间。当喷管壁为实心壁时,后一段时间也有办法计算。可是对跨音速风洞所必须采用的管壁有孔的喷管,用理论方法计算起动时间就比较困难。为了解决这个问题,美国AEDC和MSFC分别利用各自的模型管风洞作了实验,得到了很多实验资料,足以比较准确地预计跨音速管风洞的起动时间。如果一个管风洞的贮气管长度为75米,则贮气管定常时间约为400毫秒,起动时间受很多因素的影响,如

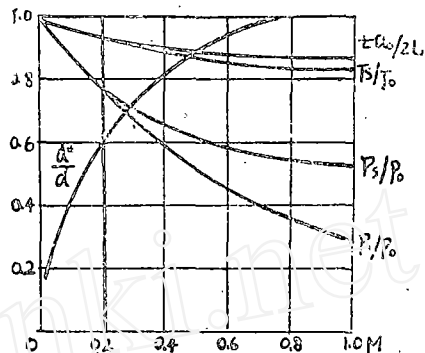


图9 Ludwig管各种参数回复率和试验时间

喷管周围的驻室容积对实验段容积之比,驻室排气的流通面积对试验段横截面之比,以及主排气阀的起动时间等。根据AEDC用模型管风洞Pilot HIRT进行的试验来看,起动时间在30到100毫秒之间。所以,贮气管长度为75米的管风洞,其试验时间约为300毫秒。此外,AEDC根据Pilot HIRT的试验结果推算出来的流动响应时间,即模型从一种姿态改变到另一种姿态以后模型周围的流场达到新的定常状态所需的时间,对于特征长度为0.3米的模型,约为2—5毫秒。假定每次改变飞行姿态需要5毫秒,那么,300毫秒的试验时间可以使模型改变20—30次姿态。也就是说,300毫秒的试验时间,足以使一个翼型在相当大的攻角范围里作吹风试验。

要想进一步延长试验时间,除了加长贮气管之外,还有两个办法可供选择:活塞推动法和“孔板”法。其目的都是使膨胀的反射消失,变为音波扰动。

根据[AD 709210],使用活塞时贮气管的定常状态时间 $t_p$ 对无活塞的贮气管定常时间 $t_r$ 的比值为

$$\frac{t_p}{t_r} = \frac{1 + M_1}{2M_1} \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_1 \right)^{2(\gamma - 1)}$$

其中 $M_1$ 是喷管进口的马赫数, $\gamma$ 是气体比热比值。如果 $M_1=0.3$ , $\gamma=1.4$ ,则 $t_p/t_r=2.5$ 。这就是说,采用活塞,可以使试验时间增加600毫秒而达到1秒。

左右。

孔板法是利用另一个贮气罐，通过孔板两端的压差产生压缩波来消除入射的膨胀波。Barbour (1975) 的试验结果使试验时间增加了一倍。而松尾一泰等人 (Matsuo, 1976) 通过控制孔板开口面积，使试验时间延长了5—10倍。所以这是更值得研究的方法。

总之，管风洞虽然试验时间较短，但由于测试技术的发展和可能的延长试验时间的方法，把它当作科研性而非生产性的试验设备来用，其实用性并不受到太大的限制。

## 六、在我国建造管风洞的问题

在我国建造管风洞有两个有利条件：

1. 国内已有相当数量的其它类型的风洞，跨音速、低雷诺数的也有几座，积累了一定的经验。

2. 在若干西方国家，特别是美国，管风洞已经发展到相当成熟的阶段。例如，美国宇航局马歇尔空间飞行中心的管风洞（试验段直径813毫米，贮气管直径1.3米）于1969年后期建成，运行至今已近十年，情况良好。在设计这个风洞以前，建过一个缩比例的模型风洞，以取得建造上述风洞的经验。美国空军所属的阿诺德工程发展中心也在同年造了一个1/13的缩比例模型风洞Pilot HIRT（试验型高雷诺数风洞），以取得建造足够尺寸风洞所需的资料。

上述几座风洞的资料，特别是两座模型风洞的，几乎都已发表。如果在我国建造一座试验段为400×400毫米的中小型管风洞，其线尺寸仅为Pilot HIRT的两倍左右，而为马歇尔飞行中心的管风洞的一半，那么利用这两座风洞的实验资料来设计上述中小型管风洞，其可靠性就不会有多大问题。也就是说，在我国造一座中小型管风洞，可以直接利用国内外已有资料，无需先造一个缩比例的模型风洞。

有人认为从70年代中期起美国的管风洞已经停止发展，代之而起的是连续式冷凝风洞，因此在我国建造管风洞似乎已失时宜，是重蹈别人已经放弃了的道路。这恐怕是误解。管风洞作为跨音速（超音速亦可）高雷诺数的科研性实验设备有其特长，但规模不宜太大，也不宜作为生产性试验装置来用。这种风洞的规模大体上以马歇尔空间飞行中心的那座试验段直径813毫米的为限，规模再大，贮气管的制造成本和模型受力太大等等困难就会急剧增加，得不偿失。由于这个原因，美国后来不得不放弃把Pilot HIRT放大到13倍的那个不现实的计划。所以，美国从70年代中期起管风洞之停止发展，并非由于这种装置已经过时而被连续式冷凝风洞所取代，乃是因为在该国管风

洞已经占据了它应有的地位，进一步发展就没有益处了。总之，不同类型的风洞各有长短，它们的共存是为了互相补充，并非互相排斥。

有人也许认为，从理论上讲，雷诺数并不会使气体动力学的基本规律发生变化，只不过使某些表征气流特点的系数（如升力系数、阻力系数）发生数量上的变化而已，因此，同雷诺数有关的问题，由产业部门利用他们自己的风洞针对特定情况取得所需的实验资料即可，侧重基础的科研单位从事雷诺数效应的研究，似乎是不务本业。这种看法恐怕欠妥。须知，如今气体动力学主要是一门技术科学，而非纯理论性的基础科学。例如有两个翼型，在跨音速大雷诺数下，阻力系数有30%的差别，其中一个翼型就不能使用，尽管从理论上讲，这30%的差别不过是由于激波位置有些不同而已。再者，产业部门的主要注意力在于获得研制某种型号所需的数据资料，至于数据资料所包含的内在规律，他们往往无暇顾及。科研单位正应弥补这一点：利用自己的高雷诺数风洞，对产业部门提出的某个带有普遍性的问题进行实验，把实验结果同理论结合起来，寻找并证实现象的内在规律。这就是气体动力学基础研究的一部分。做到了这点，产业部门的研制任务就有可能大大减少盲目性，加快研制速度，提高研制质量。在科学技术发达的国家，这类例子是很多的。可见，在侧重基础的科研单位，建造一座规模适宜的管风洞，绝非多余之举。

本文在写作过程中得到了王松皋、陈铭净二同志的积极协助，特向他们致谢。

## 参考文献

- Advisory Report No.35 (1971), Report of the high Reynolds number wind tunnel study group of the fluid dynamics panel, AD-723580, AGARD-AR-35-71.
- Barbour, N. M. & Imrie, B. W. (1975), A reservoir orifice technique for extending the useful running time of a Ludwig tube, 10th Int. Shock Tube Symp., Kyoto.
- Blackwell, J. A., Jr. (1969), Preliminary study of effects of Reynolds number and boundary layer transition location on shock induced separation, NASA TN D-5003.
- Cable, A. J. & Cox, R. N. (1963), The Ludwig pressure-tube supersonic wind tunnel,

- The Aero. Quart.*, 14, part 2.
- Calte, P. C. & Sivier, K. R. (1970), Experimental evaluation of a subsonic Ludwieg tube, *AIAA J.*, 8, 10: 1881.
- Carriere, P. (1973), AGARD Rep-603.
- Davis, J. W., et al. (1968), Feasibility studies of a short duration high Reynolds number tube wind tunnel, NASA 68-18190. TMX-53571.
- Davis, J. W. (1968), A shock tube technique for producing subsonic, transonic and supersonic flows with extremely high Reynolds numbers, AIAA 68-18.
- Davis, J. W. & Graham, R. F. (1973), High Reynolds number experimental data for forebody axial force, *AIAA J.*, 11, 3.
- 董兴德 (Dong, X. D.) (1973), 管风洞的研究和发展, 空气动力参考资料, 1973年第4期.
- Enkenhuo, K. R., Evaluation of two types of facilities to fulfill the need for high Reynolds number transonic testing, AD734648.
- Evans, J. Y. G. (1971), A scheme for a quiet transonic flow suitable for model testing at high Reynolds number, RAE TR 7112.
- 高义才 (Gao Yi-cai) (1973), 格廷根空气动力试验所 (AVA) 的管风洞, 气动参考, 1973年第8期.
- Grauer-Carstensen, H., et al. (1973), Some aspects important to the design and performance of a large transonic Ludwieg tube wind tunnel, DEVLR-AVA 251 73A 09.
- Hendershot, K. C., et al. (1976), Techniques used for the investigation of aerodynamic loads induced on a rocket-powered vehicle during deployment of an extendible nozzle, Proc. AIAA 9th Aero Testing Conf.
- Holden, M.S. (1971), Establishment time of laminar-separated flows, *AIAA J.*, 9, 11: 2296.
- Hottner, T. (1965), Untersuchungen an einem Modellrohrwindkanal bei Machzahlen von  $Ma=3$  bis 6, *ZFW*, 13, Heft 7.
- Howe, J. T., ed. (1968), Some fluid mechanical problems related to subsonic and supersonic aircraft, NASA CP-183.
- Howell, R. R. & McKinney, W. (1976), The US 2.5 meter cryogenic high Reynolds number transonic tunnel, ICAS No 76-04.
- Jones, J. L. (1969), Problems of flow simulation in wind tunnels, AIAA Paper No.69-660.
- Kamchi & Johnson (1972), National aeronautics facilities program, AIAA Paper 72-1033.
- Kilgore, R. H., et al. (1974), The cryogenic Wind tunnel concept for high Reynolds number testing, NASA TND-7762.
- Large Wind Tunnels Working Group (1974), The need for a large transonic wind tunnel in Europa, AGARD AR-70 AD 787013.
- Loving, D. L. (1966), Wind tunnel-flight correlation of shock induced separated flow, NASA TN D-3580.
- Ludwieg, H. (1955), Der Rohrwindkanal, *ZFW*, 3, 7.
- Ludwieg, H. (1957), Tube wind tunnel a special type of blowdown wind tunnel, AGARD R143.
- Ludwieg, H., et al. (1976), A proposal for a high Reynolds number transonic wind tunnel—the Ludwieg tube, AD-AO 25435.
- Ludwieg, H. (1972), AGARD Rep-600.
- Lukasiewicz, J. (1971), The need for developing a high Reynolds number transonic wind tunnel in the US, *Astro & Aero*, 9, 4.
- Lukasiewicz, J. (1972), Aerodynamic test simulation: lessons from the past and future prospects, AGARD Rep-603.
- Lukasiewicz, J. (1973), A critical review of development of experimental method in high-speed aerodynamics, *Prog. Aero*

- Sci., 14.
- 松尾一泰 (Matsuo) (1976), 开口面积可变の有孔板-贮气槽方式によるルトピーク管の作動時間の延長, 冲击工学シンポジウム第3回講演集, 东大宇宙所。
- Mckinney, L. W. & Howel, L. R. R. (1976), The characteristics of the planned national transonic facility, Proc. AIAA Aero Testing Conf.
- Menard, M. (1972), AGARD Rep-600.
- Mickl, R., et al. (1975), ONEAR TP 1975-104.
- 村崎寿满 (Murasaki, S. M.) (1974,1), 超音速空气力学研究の现况, 日本航空宇宙学会志。
- Murthy, A. V. (1977), Boundary layer effects on pressure variations in recovery tube, *AIAA J.*, 15, 6.
- Ohmen & Brown (1971), The NAE high Reynolds number 15"×60" two-dimensional test facility: description, operating experiences and some representative results, AIAA Paper 71-293.
- Pugh, P.G. (1971), Experimental trials of a novel (ECT) drive system for a transonic wind tunnel, RAE TR 71208.
- Pugh, P. G., et al. (1972), RAE TM Aero 1389.
- Quarterly Progress Report, Research on advanced gasdynamic facilities, AD 709210.
- Russell, D. A., Tong, K-O (1973), Aerodynamic of high performance Ludwig tubes, *AIAA J.* : 643.
- Sheeran, W. J., Wilson, H. B. (1969), Application of a tube wind tunnel in supersonic testing, AIAA 69-335.
- 重见孝 (Shigemi) (1973), 风胴に関する最近の話題 (1) (2), 机械の研究, 26, 78.
- Starr, R. F. & Schueler, C. J. (1973), Experimental studies of Ludwig tube high Reynolds number transonic tunnel, AIAA Paper 73-212.
- 高島一明 (Takashima, K.) (1972), ルートピーク管について—高レイノルズ数試験のために, 日本航空宇宙学会志, 20, 220.
- 高島一明 (Takashima, K.) (1975), ルートピーク管での二次元翼試験, 航空宇宙学会第6回年会講演集。
- 高島一明 (Takashima, K.) (1977), ルートピーク管使用した実験について, 日本航空学会志, 25, 286.
- 高島一明 (Takashima, K.) (1979), 与钱福星の通信。
- Tuzla, K., et al. (1976),  $\gamma$ -effects on 2-dimensional transonic aerodynamics, AIAA 9th Aero Testing Conf.
- Warmbrod, J. D. & Struck, H. G. (1968), Application of the characteristic method in calculating the time dependent, one dimensional compressible flow in a tube wind tunnel, NASA TMX-53769.
- Whitfield, J.D., et al. (1971), High Reynolds number transonic wind tunnels — blowdown or Ludwig tube?, AGARD CP-83-71.
- Varner, M. O., et al. (1975), Experimental evaluation of the aerodynamic design criteria and performance of a transonic Ludwig tube wind tunnel, AD AO 16723.
- Vidal, R. J., et al. (1973), Reynolds number effects on the shock wave-turbulent boundary layer interaction at transonic speeds, AIAA Paper No. 73-661.
- 杨其德 (Yang, Qi-de) (1978), 低温风洞——跨音速风洞的新发展, 国外气动动态, 第1期。
- 吉泽能政 (Yoshizawa, Y. M.) (1977,6), DFVLR-AVAにすける空气力学の研究, 日本航空学会志。(译文将在《力学进展》1980年第10卷第1期上登载)
- ZFW, 1, 5 (1977), Ein neuer Transschallwindkanal für Europa Zeitschrift für Flugwissenschaften und Weltraumforschung.