

# 小型跨声速高雷诺数实验装置

郑之初

(中国科学院力学研究所)

## (一) 引言

近代,随着大型飞行器的出现,飞行雷诺数大大提高; C-141 飞机事件的出现更使跨声速下雷诺数效应问题<sup>[1]</sup> 成为设计先进飞机和导弹的主要问题。人们迫切需要寻找一种能实现高雷诺数的试验设备。七十年代初期,美国和北大西洋公约组织都成立了专门小组从事这项研究<sup>[2,3]</sup>。

从雷诺数的定义  $Re = \rho ul/\mu$  知道,提高雷诺数有三个途径: 增加模型尺度  $l$ ; 提高气体密度  $\rho$ ; 降低气体温度。增大  $l$  必须扩大风洞试验段面积,但建造大风洞投资很大。提高  $\rho$  不仅加大风洞的驱动功率,而且也增加了气流的动压,这对模型和支撑的设计制造都带来很大的困难,加上驻室压力的提高使风洞噪声和气流紊流度增大,流场品质变坏。1973 年,美国 NASA 的 Langley 中心建成了试验段面积为  $0.3 \times 0.3\text{m}^2$  的低温风洞<sup>[4]</sup>,它首先证明了低温方案的可行性。低温风洞实验时间长,通过降低温度从而提高密度和减小粘滞来实现提高雷诺数,因而具有在不增加驱动功率和动压下研究马赫数效应、雷诺数效应和气动弹性效应对气动力影响的能力。因此到七十年代中期,美国在暂冲式风洞、路德维希管和低温风洞三个方案中选定了低温风洞,并决定在 Langley 中心建造试验段面积为  $2.5 \times 2.5\text{m}^2$  的低温风洞,预期在 1981 年完成,投资 6500 万美元<sup>[5]</sup>,其主要参数见表 1。图 1 给出了 NASA 国家低温风洞现在和将来在航空与航天方面的模拟能力。

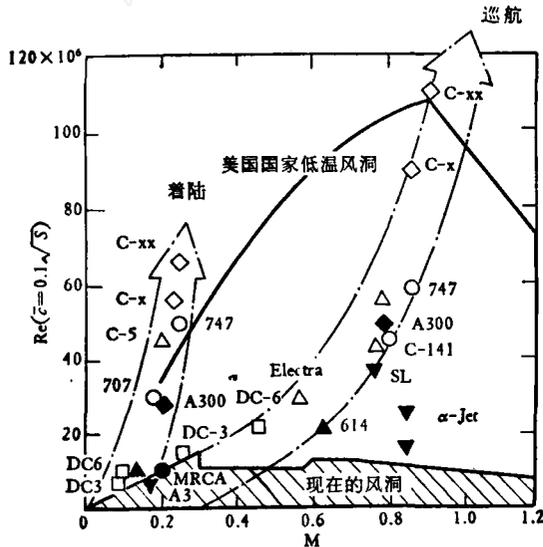


图 1 美国国家低温风洞模拟能力

欧洲各国几乎与美国同时开展大型高雷诺数风洞的调研<sup>[6]</sup>,对路德维希管、伊凡斯风洞、引射驱动风洞和水力风洞等方案进行比较。在 1973 年以前,路德维希管呼声较高,冷冻引导风洞的成功和路德维希管运行时间短与动压高的局限,促使欧洲国家在上述二种设备之间进行选择。1977 年北大西洋公约组织的风洞工作组决定,在欧洲建造试验段面积为  $1.95 \times 1.65\text{m}^2$  的低温风洞,预期 1984 年建成,投资 35200 万法郎。风洞主要参数见表 2,欧洲低温风洞 (LEH RT) 的模拟能力示于图 2。

在我国,航空与航天事业发展的需要使建造高雷诺数试验设备的问题已提上日程,我们认为,

表 1 美国国家低温风洞主要参数

试验段面积	$S$	$2.5\text{米} \times 2.5\text{米}$
驻点压力	$P_t$	8.8 (巴)
马赫数	$M$	0.2—1.2
雷诺数	$Re$	$120 \times 10^6$
(参考长度 $= 0.1\sqrt{S}$ , $M=0.9$ )		
功率		8.8 (兆瓦)
试验气体		氮

在欧洲各国几乎与美国同时开展大型高雷诺数风洞的调研<sup>[6]</sup>,对路德维希管、伊凡斯风洞、引射驱动风洞和水力风洞等方案进行比较。在 1973 年以前,路德维希管呼声较高,冷冻引导风洞的成功和路德维希管运行时间短与动压高的局限,促使欧洲国家在上述二种设备之间进行选择。

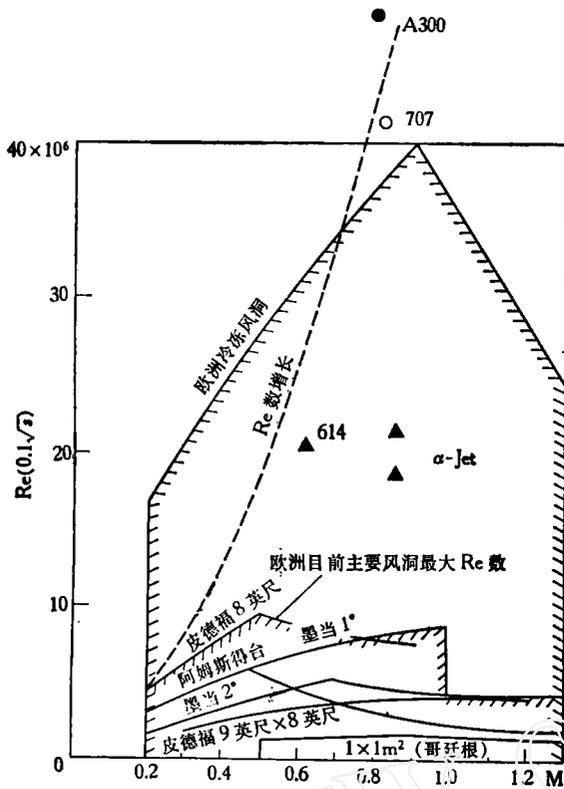


图2 欧洲冷冻风洞模拟能力

流场和记录飞行数据。图3给出了设备原理图。它可以用简便的方法提高试验雷诺数。方法一是把除尘、干燥后的空气注入靶场,提高靶场的压力,通常可以提高到6—8个大气压。由于目前发射技术的提高,发射器可以保证在加压的情况下发射外形完整、姿态稳定、速度达到跨声速的试验模型,它不需要耗费很大的功率,也避免了风洞中加压带来的模型和支撑设计、加工的困难。

其二是降低靶场内气体的温度,用液氮冷却是其中的一种。由于靶场体积较小,靶场内气体又是静止的,因此需要的液氮量较小。另外,小装置中采用非接触测量,测试仪器安置于靶场两侧,不受低温影响,这给测试工作带来很大的方便,而且测试技术可以采用常规弹道靶上测试技术的成功经验。

初步考虑:小装置发射器口径为20毫米,长度不超过2米,靶场为与外界绝热的钢筒,直径不超过1米,分段长度不超过5米。表3给出了它的模拟能力,如果靶场内空气加压至8个大气压,模拟雷诺数约可提高一个数量级。如进一步采取冷冻措施,温度降低到83K,雷诺数又可提高约一个数量级。因此,小装置可在  $M_\infty = 0.1—0.4$ ,  $Re = 10^5—10^8$  范围内进行试验。

### (三) 特点

文献[7]详细叙述分析了弹道靶在考虑马赫数对流场影响方面的优点。首先,它没有支撑干

表2 欧洲低温风洞主要参数

试验段面积	S	1.95 米×1.65 米
驻点压力	$P_t$	6 (巴)
马赫数	M	0.2—1.2
雷诺数	Re	$25 \times 10^4—40 \times 10^4$
(参考长度=0.1√S)		
试验气体		氮

只有各种实验手段的有效配合,才能加速研究进程。

本文提出一种小型的实验装置方案,它简便可行,可以用于跨声速高雷诺数领域内一些基本现象的实验研究,因此是一个有效的实验工具。

### (二) 实验装置

小型高雷诺数实验装置是一个加压、冷冻的小型弹道靶,它由模型发射器(单级炮)、靶场(包括加压和冷冻系统)及测试仪器三部分组成。发射器发射各种模型达到跨声速,模型飞过充满加压和冷冻空气的环境靶场,由设置在靶场二侧的仪器观察

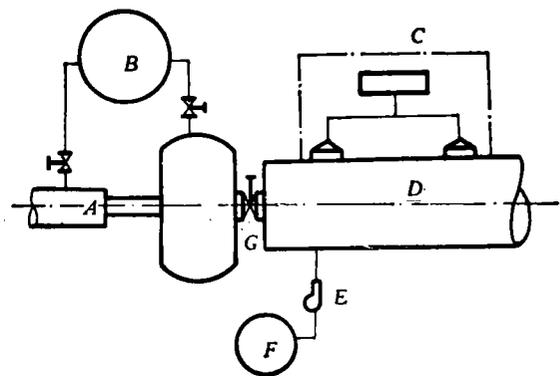


图3 跨声速高雷诺数小装置原理图

A 发射器 B 气源 C 测试仪器 D 靶场 E 泵  
F 液氮箱 G 快开阀

表 3 小装置模拟 Re 数能力

物体	特征长度 (毫米)	飞行速度 (米/秒)	环境条件		
			P=1 (大气压) T=283K	P=8 (大气压) T=283 K	P=8 (大气压) T=83K
圆球	20	300	Re=0.41×10 <sup>6</sup>	Re=3.3×10 <sup>6</sup>	Re=46.5×10 <sup>6</sup>
旋成体	110	300	Re=2.25×10 <sup>6</sup>	Re=18×10 <sup>6</sup>	Re=255×10 <sup>6</sup>

扰,可以模拟真实飞行;其次,在模型尺寸一定的情况下,可以不受能量限制地加大靶场直径,从而减小阻塞比,降低洞壁效应,这对观察  $M_\infty \rightarrow 1$  的物体绕流流场,较风洞有利。

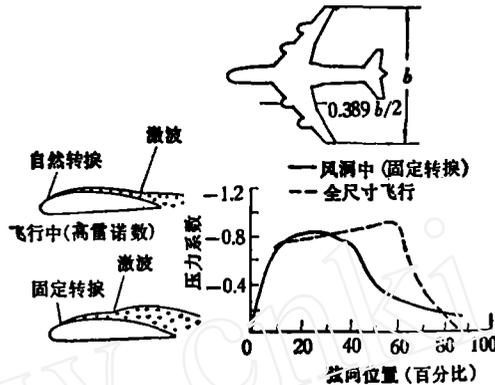


图 4(a) Re 数对分离点与压力分布影响 (C-141)

C-141 条件: \*激波位置变化 20% \*俯仰力矩变化 11% \*重新考虑结构\*试飞延长 9 个月 \*增加 181 公斤配重

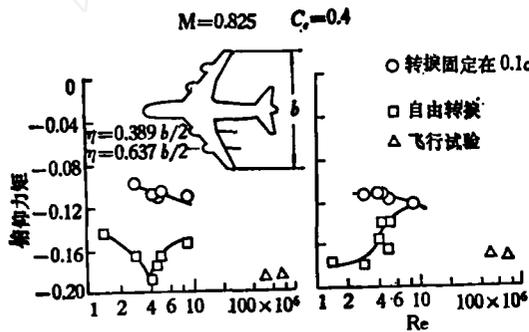


图 4(b) Re 数对俯仰力矩影响

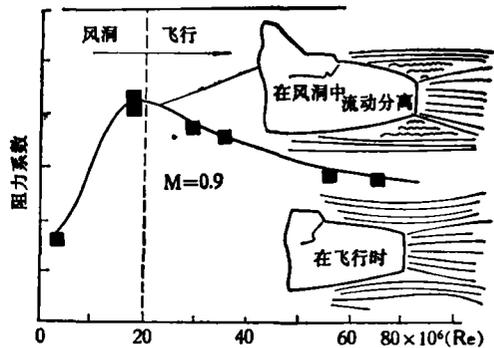


图 4(c) Re 数对底部流动的影响

从图 4(a) 和 4(b) 可以看到,低雷诺数下的风洞模型试验与全尺寸飞行相比较,其分离点在翼面上的相对位置有较大差别,因而翼面上诱导的激波位置也不相同,它造成翼面压力分布和俯仰力矩在模型试验和全尺寸飞行情况下较大的不同,因此不能把低雷诺数下的实验结果推广用于高雷诺数下飞行的飞行器设计。从图 4(c) 还可以看到,机身尾部流动在不同雷诺数下也有本质的不同。在风洞试验中,雷诺数较低,尾部流动分离,因此相应的阻力较大,但在全尺寸飞行的条件下,雷诺数大,机身尾部流动不分离,因此阻力较小。如果采用外插低雷诺数下的实验结果来预言高雷诺数的情况,就会导致严重的错误。上面的例子说明,考虑雷诺数对分离的影响以及观察分析不同雷诺数下激波与边界层相互干扰的流场是需要解决的一个基本问题。小装置由于洞壁

(下转第 45 页)

$$C = 15.12(15.12 + 2.59) \times 1.59 + (6.91)^2 \times 2.59 = 550.3$$

3. 将 A、B、C 的计算结果代入(11)式求出  $R_1 \approx 61.3\Omega$

4. 按(12)式求出  $R_2 \approx 120.8\Omega$

将点焊在 GH 33 试棒上的应变片放在 GY-700 型应变计性能鉴定机炉内, 以每分钟  $4^\circ\text{C} - 5^\circ\text{C}$  的速率升温, 通过 YD-15 型动态应变仪由 X-Y 记录仪描绘的曲线见图 4 和图 5。

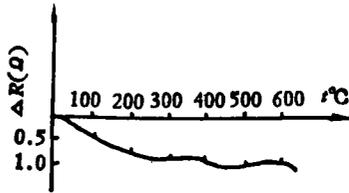


图 4 未经外补偿的半桥式应变片热输出特性

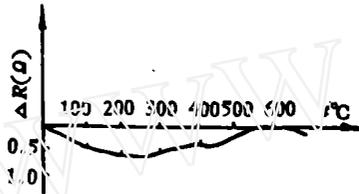


图 5 经桥路外补偿的半桥式应变片热输出特性

### (三) 各参数的误差对补偿结果的影响

1. 参数  $R_{pt}$  由(3)式得

$$\frac{\partial R_g}{\partial R_{pt}} = \frac{(R_1 + R_L)(R_1 - R_L)}{(R_{pt} + R_1 + 2R_L)^2} \quad (13)$$

补偿丝栅电阻温度系数的非线性及不重复性造成  $R_{pt}$  实际阻值与计算值偏离一个  $\delta R_{pt}$ 。  $R_{pt}$  越大,  $\delta R_{pt}$  所引起的补偿误差越小。

2. 参数  $R_1$  由(3)式得

$$\frac{\partial R_g}{\partial R_1} = \frac{(R_{pt} + 3R_L)(R_{pt} + R_L)}{(R_{pt} + R_1 + 2R_L)^2} \quad (14)$$

实际选用的  $R_1$  与计算值之间存在偏差  $\delta R_1$ ,  $R_1$  越大,  $\delta R_1$  引起的误差越小。

3. 参数  $R_L$  由(3)式得

$$\frac{\partial R_g}{\partial R_L} = (-2)[(R_{pt} + 2R_L)(R_1 + R_{pt} + 2R_L) + (R_{pt} + R_L) \times (R_1 - R_L)] / (R_1 + R_{pt} + 2R_L)^2 \quad (15)$$

连接导线  $R_L$  随温度升高有一个增量  $\delta R_L$ , 当  $R_L$  越大,  $\delta R_L$  引起的误差越大。

由(13)、(14)、(15)式得到各参数的误差对总的补偿结果的影响。

$$\delta R_g = \pm \frac{\partial R_g}{\partial R_{pt}} \cdot \delta R_{pt} \pm \frac{\partial R_g}{\partial R_1} \cdot \delta R_1 \pm \frac{\partial R_g}{\partial R_L} \cdot \delta R_L \quad (16)$$

### (四) 结论

三引线可调式自补偿应变片, 较之其他形式的补偿法具有更多的灵活性, 由于补偿臂的等效电阻温度系数是可调的, 因此这种方法适用于在任意温度和不同升温速率时, 对不同材料的构件, 进行静动态应力测量。

(本文于 1982 年 10 月 27 日收到)

(上接第 8 页)

效应小, 给出的流场更为真实, 可以观察各种旋成体在零攻角和有攻角下的分离位置、诱导激波位置以及激波与边界层干扰现象, 对研究雷诺数对分离的影响极为有利。

小装置还可测定跨声速各种雷诺数下典型旋成体如圆球的阻力系数, 具有规模小、投资少、建设周期短、能简便地摸索低温试验规律等优点。

作者对林同骥先生的有益讨论和汪锡琦等同志给予的帮助表示感谢。

### 参 考 文 献

- [1] Loving, D. L., NASA TN D-3580.
- [2] Roepke, D. G. AIAA PAPER 72-1035.
- [3] Group of the Fluid Dynamics Panel, AD-723580.
- [4] Kilgore, R. A. NASA TN D-8304.
- [5] J. Lloyd, Jones, etc, NASA N-77-27139.
- [6] Decken, J. V. D. etc, BMFT-FB W 77-01.
- [7] 郑之初、汪锡琦、王九瑞等十一人, 力学学报, 6 (1981).