

# 产生风洞低温试验气流的新途径\*

俞鸿儒

中国科学院力学研究所·北京 100080

**摘要** 降低风洞气流总温是提高亚、跨声速风洞雷诺数的有效方法。现有采用液氮致冷的生产型低温风洞能满足设计各种新型飞机进行气动试验所需的雷诺数要求,但由于需耗用大量液氮,导致运行费用高昂,此外,排出大量低温缺氧气体还严重影响生态和环境,为此本文提出一种新颖的致冷途径。首先在风洞排气口添置双向式热交换器。利用排气携带的冷量将流入风洞的压缩气体预冷。既回收利用了排气的能量,同时还将排气温度提高。预冷过的压缩气体再通过热分离器进一步将温度降至近凝点或使其凝结,分别用作直通型或回流型低温风洞的气源。原理性实验结果及其推算表明:常规风洞使用的中压气源就能满足常压、低温风洞运行要求。

**关键词** 低温风洞;高雷诺数;热分离器;冷冻

**中图分类号** TK414.2

## 0 前 言

随着飞机尺寸的不断增大,风洞试验雷诺数能力的不足变得更加严重。对于雷诺数能力不满足要求的跨声速风洞被迫采用人工方法来促使飞行器表面边界层转捩。但是这种广泛使用的人工转捩技术并不能真正模拟边界层干扰和边界层分离流动。低雷诺数风洞试验测出的压力分布与真实飞行数据出现较大偏差<sup>[1]</sup>。60年代美国研制大型运输机C141,由于风洞雷诺数低,风洞测出的压力中心偏差达10%。试飞过程中险些酿成严重事故。因而提高风洞试验雷诺数便成为当务之急<sup>[2]</sup>。

提高风洞雷诺数能力有多种方法。在给定马赫数条件下,可改用较空气重的气体作试验气体<sup>[3]</sup>;可以增加风洞尺寸因之增大试验模型<sup>[4]</sup>;可以提高气流总压<sup>[5]</sup>以及降低试验气流温度<sup>[6]</sup>等方法来提高雷诺数。

改用重的试验气体,如氟利昂12来提高雷诺数,在亚声速区域曾获得较满意的结果。由于氟利昂12与空气的比热比值 $\gamma$ 不同,激波前后的压力比值随之改变,因而在跨超声速区,飞行器表面压力分布将不同。此外,流场中激波位置的稳定性对于激波边界层干扰很敏感。因此在跨超声速试验中,激波位置因比热比 $\gamma$ 不同引起变化,空气动力数据将出现重大差别。

增大风洞尺寸将增加建造与运行费用。一般讲,风洞造价与风洞线性尺寸2.5次方成正比。驱动功率随线性尺寸平方增加。目前世界上最大的常温运行的跨声速风洞造价已高达数亿美元,驱动功率已高达300MW。借进一步增加风洞尺寸来提高试验雷诺数,所需造价和能源供应均难以承受。

提高试验气流总压,相应要增强风洞结构。因动压随之增加,模型负荷亦增大。支架干扰和气动弹性干扰变得严重。

\* 国家自然科学基金资助项目

收稿日期:1996-09-10

若将风洞气流总温由通常的322K降至100K,在模型尺寸和总压不变时,雷诺数可提高5倍,驱动功率可下降45%。

综上所述,降低试验气体温度来增加雷诺数具有明显的优点。此外,利用温度作为独立变量,还可提供新的试验能力<sup>[7]</sup>。因此,从70年代开始,低温风洞成为研究和发展的热点。

Margoulis<sup>[6]</sup>于1920年首先提出冷却风洞试验气流来增大雷诺数的设想。由于缺乏实用的冷却手段以及适用的低温结构材料,还由于高雷诺数试验的实际需要当时还不那么迫切,低温风洞概念未能实现。直到70年代初,面临提高风洞雷诺数能力的紧迫需求,加上低温技术在工业中已获广泛应用,大量使用液化气体已成为可能。Goodyer<sup>[8]</sup>建议使用冷凝温度下的空气或氮气作试验气体来提高风洞试验雷诺数。从那时起,全世界已先后建立一批低温风洞。其中包括两座大型的满足先进飞机试验雷诺数的NTF和ETW低温风洞。

上述低温风洞,借液氮蒸发热来降低气流温度。运行中需耗用大量液氮,液氮费用使得运转费用十分昂贵。如NTF低温风洞每分钟需液氮27吨,按每吨700美元计,光液氮耗费每分钟就需1.89万美元。为了供应如此大量的液氮,尚需建造液氮生产厂和液氮贮存设备以及添置运输系统,风洞造价亦很高。此外,风洞运转中,大量低温氮气排入大气,还将对当地气象和生态环境造成不利影响。

本文提出一种在运行过程中无需使用液氮,仅凭借压缩气体自身携带的压缩功致冷并维持低温流动的新方法。

## 1 冷却方案

虽然各种类型的风洞都能获得低温运行的好处,但现有液氮致冷低温风洞的大多数,尤其两座大型低温风洞属于风扇驱动回流型连续风洞。在这些风洞中,风扇驱动功转化的热量和风洞洞壁传入的热量借喷入风洞中的液氮吸收的蒸发热来平衡。为了使喷入风洞中的液氮雾滴具有充分的气化周期,一般液氮在试验段下游喷入。为了保持试验段流量恒定,在试验段上游需排出等量气氮。因此排出的气氮的温度还稍低于试验段气流总温。如试验段气流总温为100K,环境大气温度为300K,上述温差下,氮气焓差为209kJ/kg<sup>[9]</sup>,大于液氮蒸发热200kJ/kg。

现有液氮致冷低温风洞仅利用了液氮的蒸发热,而数量相当的低温排气携带的冷量却白白浪费了。Nelander<sup>[10]</sup>早就注意到这一问题,并提出将低温排气收集并贮存起来加以利用的

想法。由于风洞排气量极大,实际上难以建造这种巨大容积的贮气罐。即便贮存起来,尚缺有效利用的手段。因此,他的设想尚未获得实际应用。

考虑到风洞排气流量巨大以及保持低温的困难,低温排气冷量回收利用应采用实时直接利用,才能获得高的利用效率。

本文提出在低温风洞排气口添置一座双向热交换器。利用排气冷量将压缩气体预冷,同时排气被升温后排入大气。经过预冷的压缩气再通过热分离器进一步降温后输入风洞。

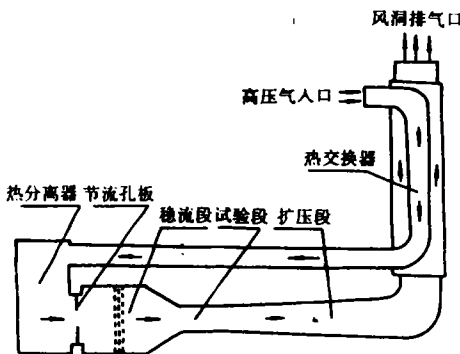


图1 直通型低温风洞示意图

Fig. 1 Sketch of the novel cryogenic wind tunnel

图1为直通型低温风洞示意图。

热交换器在化工、能源工业中早已广泛运用,有成熟的设计、制造和运行经验可供利用。热分离器亦已在石油工业中获得实际应用。两者都具有结构简单、容易维护和高通量的特性。能满足低温风洞运行要求。

将供给风洞的压缩气体从室温300K降至100K,所需压缩气体(气源)压力较风洞总压的倍数决定于热交换器效率 $\eta_e$ 和热分离器效率 $\eta_s$ 。热交换器效率定义为压缩气通过热交换器后下降的温差与压缩气和排气温差之比。

$$\eta_e = \frac{T_1 - T_2}{T_1 - T_0} \tag{1}$$

热分离器效率

$$\eta_s = (1 - T_L/T_H) / [1 - (P_L/P_H)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}] \tag{2}$$

上二式中, $T_1$ 和 $T_2$ 分别为压缩气体在热交换器入口和出口处温度; $T_0$ 为风洞排气温度。 $T_H$ 和 $P_H$ 分别为热分离器入口处温度和压力; $T_L$ 和 $P_L$ 分别为出口处温度和压力; $\gamma$ 为比热比。

表1列出不同的热交换器效率 $\eta_e$ 和热分离器效率 $\eta_s$ 条件下,将气源从300K降至100K所需的热分离器入口与出口压力比值 $P_H/P_L$ :

表1 气源温度由300K降至100K时, $\eta_e$ 、 $\eta_s$ 及 $P_H/P_L$ 三者的关系

$\eta_e \backslash \eta_s$	70%	75%	80%	85%	90%
50%	128	46.8	19.4	8.7	4.1
60%	31	17.1	9.6	5.5	3.1
70%	14.7	9.6	6.3	4.1	2.6
80%	9.2	6.6	4.7	3.3	2.3

压缩气体通过管路和热交换器才能到达热分离器入口处,流经管路和热交换器都会产生一定压降。合理设计条件下,这些压降值不会太大。目前工业应用的热交换器效率可达很高的效率(>95%)。为了节省材料和造价,如果低温风洞选用的热交换器效率 $\eta_e = 80%$ ,热分离器效率选用容易达到的 $\eta_s = 60%$ ,则要求热分离器入口处和出口处压力比 $P_H/P_L \approx 10$ 。加上各种压降损失后,目前普通风洞所用中压气源就能满足常压低温( $T_0 \approx 100K$ )直流型风洞运行要求。

## 2 热分离器

热分离器是一种借压缩气体自身压缩致冷的一种新型冷冻机械<sup>[11~13]</sup>。它由转动喷嘴和许多紧密排列在转动喷嘴外圆周上的激波管组成(图2)。工作过程中转动的喷嘴依次扫过一系列固定的激波管。当喷嘴与某一激波管联通时,高压气体经过喷嘴射入激波管。

在射入气体驱动下,原在激波管内的气体中形成向前传播的激波。激波扫过之处,气体被压缩、加热与加速。当喷嘴转开以后,激波管与低压排气管接通。射入激波管中的气体经膨胀波反向流出。由于高压气已对被驱动气体做功,从排气管排出的气体温度便降下来。射入的气体排尽

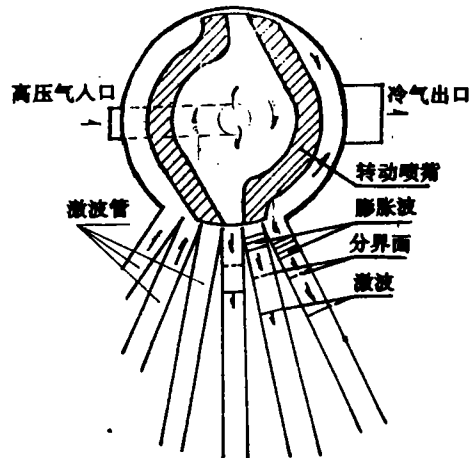


图2 热分离器结构示意图  
Fig. 2 Sketch of a thermal separator

后完成一个循环。被激波作用过的气体通过管壁散热将获得的能量散到周围环境,循环结束时恢复到起始状态。

对于每一根激波管,排气是间歇性的。由于多根激波管依次排气,排气时间重叠。因此热分离器排气口处的流动基本上是定常的。

热分离器结构非常简单,除了喷嘴为转动件外,其余部件均为固定的、中空的管子。因此造价低廉,抗侵蚀能力强,维护方便。热分离器适于制造大流量机械,宜于风洞致冷使用。

### 3 验证实验及结果

提出的致冷方案<sup>[14]</sup>已经完成原理性实验验证。验证实验布置如图3。气源由二台2V-6/8

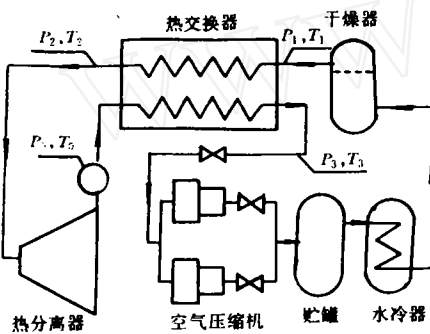


图3 低温风洞冷却方案验证实验布置

Fig. 3 Experimental setup to verify the cooling scheme for cryogenic wind tunnel

型压气机并联供气。水冷并干燥后的高压气 ( $p = 0.46\text{MPa}$ ,  $T = 33\text{C}$ ) 经过热交换器后,温度降至 $-95\text{C}$ ,压力降至 $0.38\text{MPa}$ 。预冷后的高压气体经热分离器后进一步降温。温度降至 $-125\text{C}$ ,压力降至 $0.03\text{MPa}$ (上述压力值均为表压)。热分离器出口处的温度和压力相当于低温风洞的总温与总压。排气在热交换器出口处温度升至 $22\text{C}$ ,压力降为大气压。

验证实验使用已有的热交换器和热分离器,这些设备和联接管路用普通材料制成,不能在深低温条件下运行。因此,达到的低温极

限受限制。其次,相互协调匹配难以优化,效率不易提高。

按上述获得数据可计算求得:热交换器效率达 $81\%$ ,热分离效率 $54\%$ 。按这些效率值推算,将压缩空气从 $300\text{K}$ 降至 $100\text{K}$ ,只需热分离器入口处压力较出口处压力高出 $12$ 倍。加上各种流动损失,普通风洞中压气源( $p \approx 2.5\text{MPa}$ )可用作常压低温风洞气源。

如果设计专用热交换器和热分离器,优化设备和匹配,加上大型热分离器效率更高,所需气源压力与风洞总压比还可降低。

从验证实验结果可以推论:可以利用现有风洞中压气源建造这种新型低温风洞。由于无需增添液氮供应系统,可以预期这种风洞造价和运行费用都将较低廉。

### 参 考 文 献

- 1 Heppe R R, O'laughlin B D, Celniker L. New Aeronautical Facilities—We Need Them Now. *Astro Aero*. 1968, 16(3)
- 2 Hills R. The Need for a Large Transonic Wind Tunnel in Europe; A Summary of the Report of an AGARD working group. *AIAA Paper* 74-630, 1974.
- 3 Von Doenhoff A E, Braslow A L, Schwartzberg M A. Studies of the Use of Freon-12 as a Wind Tunnel Testing Medium. *NACA TN*-3000, 1953.
- 4 Baals D D, Stokes G M. A Facility Concept for High Re. Number Testing at Transonic Speeds. *AGARD CP*-83, 1971.
- 5 Munk M M. On a New Type of Wind Tunnel. *NACA CP*-60, 1921.
- 6 Margoulis W. Nouvelle Methods D'essai de Modeles en Souffleries Aerodynamiques. *Bompts Rendus Acad Sci* 171, 1920.
- 7 Kilgore R A, Dress D A. The Application of Cryogenics to High Reynolds Number Testing in Wind Tunneis. *Cryogenics*. August 1984, pp395-402

- 8 Goodyer M J, Kilgore R A. High Reynolds Number Cryogenic Wind Tunnel. AIAA Journal Vol11 No5, 1973.
- 9 Hilsenrath J, et al. Tables of Thermal Properties of Gases. NBS Circular 564 Nov. 1955.
- 10 Nelander E. A Self-Contained Cryogenic Wind Tunnel Air Supply System for a Transonic Blow Down Tunnel. Proc. of 1st Intern. Symp. on Cryogenic Wind Tunnels, 1979.
- 11 俞鸿儒. 热分离器内的流动. 大连工学院学报, 1984, 23(4)
- 12 YU H R. The Thermal Separator—A New Approach for Refrigeration of Pressurized Gases. AIP Conference Proceeding 208, New York, 1990.
- 13 Fang Y Q, et al. Experimental Study of Gas Wave Refrigeration. In "Shock Waves" K. Takayama (Ed.) Vol2 pp1335—1338 Springer-Verlag, 1992.
- 14 俞鸿儒. 利用热分离器致冷的新颖低温风洞. 中国发明专利(待批, 申请号93117590.9), 1993.

## THE NOVEL APPROACH FOR GENERATION OF CRYOGENIC TEST FLOW IN A TRANSONIC WIND TUNNEL

Yu Hongru

Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080

**Abstract** of all the possible ways of increasing Reynolds number, operating the wind tunnel at cryogenic temperature has been shown to offer significant advantages. Reynolds number similitude can best be achieved in existing big wind tunnels with cold nitrogen as the test medium. Cooling the test gas in the wind tunnel to cryogenic temperature by spraying liquid nitrogen into the wind tunnel circuit must expend a considerable amount of liquid nitrogen during operation. Consequently it makes the operation cost much expensive, besides the atmospheric environment is also polluted due to the cryogenic exhaust nitrogen in large quantities. The cryogenic wind tunnels with liquid nitrogen as the cooling source make only effective use of vaporization heat, however the energy carried in cryogenic exhaust which is equivalent to the vaporization heat is wasted in vain. For recovering of the cryogenic energy, an improved means of cooling test gas to cryogenic temperature has been developed. An additional heat exchanger is attached to the outlet of a cryogenic wind tunnel. After both the compressed air and the cryogenic exhaust flow through the heat exchanger, the former is cooled and the latter is heated. The precooled compressed air flow again through a thermal separator which cools further it to cryogenic temperature. The experiments for proof of concept have been completed. The inference according to the results of the experiments shows that the sources of air with intermediate pressure (2.5 MPa) for conventional Wind tunnel satisfy enough the requirement for generating cryogenic flow with normal pressure in transonic wind tunnel.

**Key words** cryogenic wind tunnel; high Reynolds number; thermal separator; cryogenics