

扩压器内的冷凝对流场的影响

施网兴 马家驹

(南京航空学院)

摘要: 扩压器处于超临界工作状态时, 由于喉道后面的激波与附面层的相互作用, 使出口流场发生畸变。本文探讨了扩压器内发生的冷凝对畸变流场的影响。结果表明, 在实验范围内, 由于冷凝使畸变流场的平均紊流度增加12~25%, 稳态畸变指数 DC_{60} 可能增加、不变或减小。可见在研究发动机与进气道的相容性时, 冷凝是不可忽视的影响因素之一。

主题词: 扩压器, 凝结, 流场畸变, 研究

一、引言

在飞行中, 当周围的湿度和进气道里的马赫数高达一定值时, 在进气道里可能产生冷凝。已经证实, TF30涡轮风扇发动机与之匹配的战斗机进气道里有时会发生冷凝。JT9D涡轮风扇发动机的试验性能数据, 随季节作周期性变化, 是由于与之匹配的钟口形进气道里有时产生冷凝引起的。研究结果表明, 冷凝使发动机的单位推力燃油消耗率增加了0.5%^[1]。可见, 进气道里产生冷凝有时是不可避免的, 并对发动机的性能有一定影响。

随着航空的发展, 对飞行速度和机动飞行能力的要求越来越高, 随之而来的发动机与进气道的相容性问题愈益严重, 并受到了人们的普遍重视。业已对相容性的研究作了大量工作, 但较多的研究着重于飞行速度和飞行姿态对进气道畸变流场以及发动机稳定工作的影响。

本文通过地面模型试验, 研究了扩压器里产生的冷凝对畸变流场的影响, 以提供研究发动机与进气道相容性时参考。本文分析了出口流场的稳态畸变指数 DC_{60} 和平均紊流度 T_{ω} 由于冷凝而发生的变化, 并比较了有无冷凝时畸变图谱的差别。

二、试验设备、测量系统和模型

图1是试验设备简图。这是一个用真空泵抽气的试验装置, 由进气装置, 电加热器, 混合室, 模型, 测量段和后室组成。电加热器用于预热气体, 可以用来消除冷凝。混合室内有

本文1989年11月27日收到

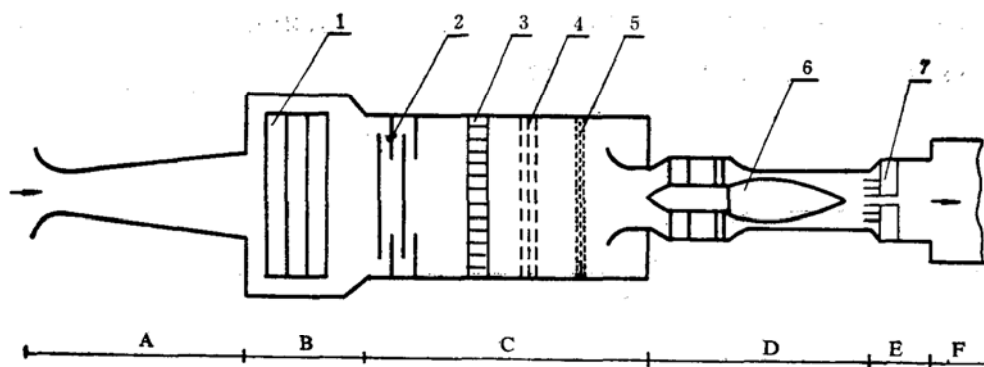


图1 试验设备简图

- A.进气装置 B.电加热器 C.混合室 D.模型 E.测量段 F.后室
 1.电阻丝 2.扰流器 3.整流格 4.网 5.过滤器 6.中心锥
 7.总压耙

扰流器，使气流温度均匀；整流网格和过滤器使进入扩压器的气流均匀、干净和稳定。测量段内装有四十点的米字形总压耙，每个半径上按等面积分布五个测点，用于测量扩压器出口截面上的稳态压力。动态压力与稳态压力分开测量，测量动态压力时，在测量段内装一个可在半径方向移动的动态压力传感器，测量段可在360度内转动，以测取与稳态压力各点对应的脉动压力。通过节流阀调节后室压力，可以改变扩压器内正激波的位置。

图2是测量系统。(a)为稳态压力测量系统，由两个ENTRAN EPV-500-10压力传感器，配以两个二十四点扫描阀及其控制器和苹果-Ⅰ微机组成。(b)为动态压力测量系统，由测量脉动压力的KULITE XCQ-080-25传感器、放大器、滤波器、均方根电压表、直流数字电压表和打字机组成。积分时间取三秒，低通滤波器的截止频率为5kHz。

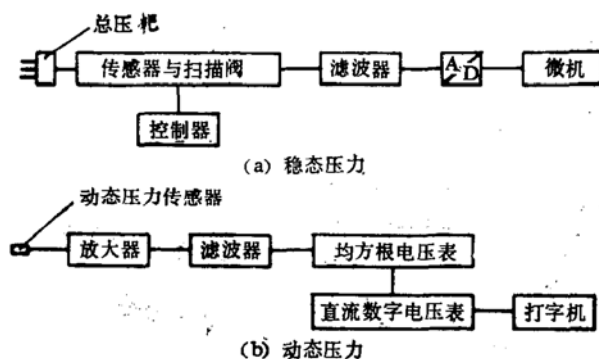


图2 测量系统

模型如图3所示，由中心锥和外壁组成先收敛后扩张的环形通道。图上标注的1，t和2分别表示进口，喉道和出口截面的位置。气流在收敛段内加速，喉道处达到音速，经喉道后面的正激波变为亚音速流。本文主要研究喉道后的流动过程，它类似于超音速进气道喉道后的扩压流动。出口截面有圆形和环形两种。试验时，保持几何形状和工作状态不变，利用加

温器控制冷凝波的产生。为了确定扩压器内是否产生冷凝，从喉道起沿轴向壁面上设置20个静压测点，以确定冷凝波的位置和波前马赫数。

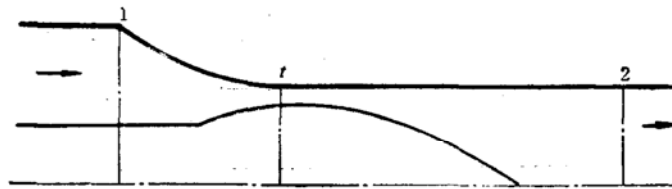


图3 模型

三、冷凝波的产生

图4是相对湿度为0.825，扩压器在不同程度的超临界状态下，沿扩压器轴向壁面上的压力分布。纵坐标是壁面压力与混合室的压力之比，横坐标是壁面压力的测量位置。每条曲线上有黑白两种符号，黑点表示进气总温为周围大气温度(18.5℃)时的测量结果。白点是在同一状态下，进气在加温室内加热到40℃时的测量结果。在加热状态。压力开始降低，速度增加，压力降到某一值时，有一个突跃升高，这就是激波。从上至下，三条曲线上的波前马赫数分别为1.38、1.56和1.68。进气不加温时，曲线上有两个压力突跃升高点。前面较小的突跃点发生在马赫数为1.28左右，这就是冷凝波；后面较大的突跃是激波。发生冷凝时的激波位置比没有冷凝时略有后移，但波前马赫数大致不变，激波后的壁面压力分布也相同。

图5是相对湿度为0.56，扩压器在与上述相同工作状态下，沿轴向壁面上的压力分布。黑点是进气温度为周围大气温度(15℃)时的测量结果，白点是进气加热到40℃时的压力分

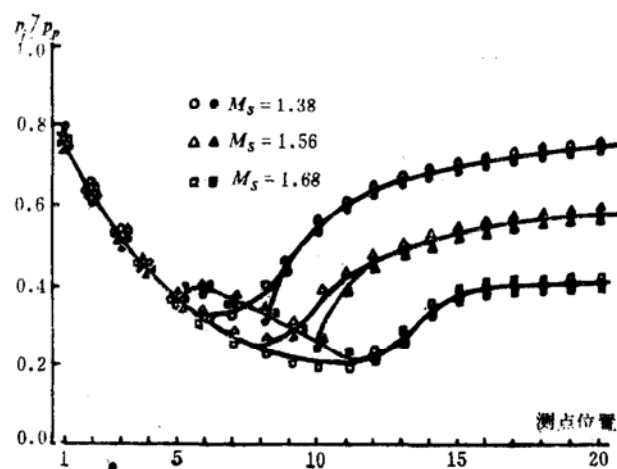


图4 湿度较大时的壁面压力分布

布。比较加温与不加温两种情况。压力分布曲线完全相同，都没有出现冷凝波，并与图4上的加温状态相一致。

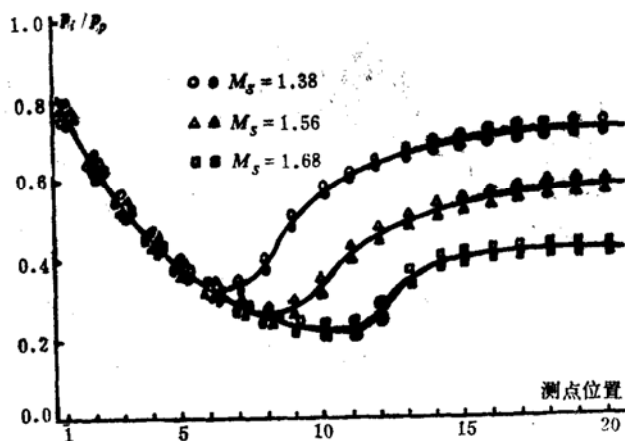


图5 湿度较小时的壁面压力分布

在湿空气的绝热膨胀过程中，水蒸汽压力的下降比相应饱和压力的下降慢得多，因此出现过饱和冷凝。由于在超音流中的快速绝热膨胀过程中，水蒸气在极短的时间和极小的空间内发生冷凝，致使流动不连续，这就是所谓冷凝波。

在进气温度大致相同，相对湿度为0.825时，发生冷凝，0.56时不发生冷凝。在相对湿度为0.825，不加温时，发生冷凝，加温时不发生。可见消除冷凝的方法可以使空气干燥，以减少空气中的含水量，或加温以提高气体的总温。

图6给出了超音速湿空气流中的绝对过冷度与相对湿度之间的关系。纵坐标是绝对过冷度，横坐标是相对湿度。图上给出了文献〔2〕中的数据和本文得出的结果。本文中两点的进气温度分别为26℃和18.5℃，冷凝波前的马赫数为1.28，对应的相对湿度和绝对过冷度分别为0.785和67℃；0.825和68℃。与文献〔2〕中数据的分布规律相一致。

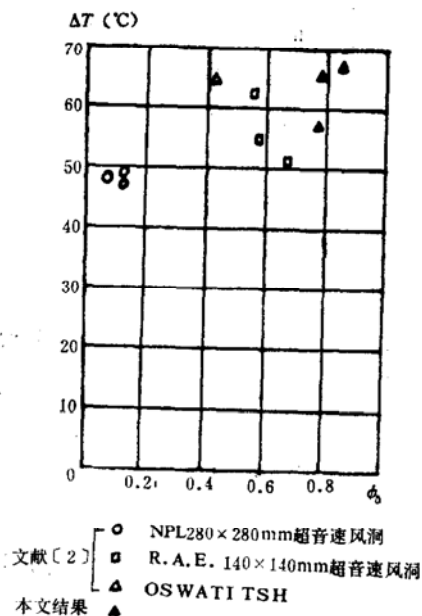


图6 超音速湿空气流中的绝对过冷度

四、冷凝对畸变流场的影响

早在四十年代，人们就注意到了空气湿度对风洞试验段流场的影响。由于喷管里产生的冷凝波及其在壁面上的相交和反射，对风洞试验段马赫数的分布有明显的影响〔2〕。对于扩压器，在一定的湿度条件下，也会产生冷凝波，并影响出口流场的畸变。图7是三组畸变流场的稳态图谱和相应的畸变指数。(a)和(b)，(c)和(d)，(e)和(f)分别是扩压器处于同一工作状

态下,前者无冷凝,后者有冷凝时的图谱。图上划分为四个压力变化范围,颜色越深,压力越高。边界上的数值表示该边界上的压力与截面平均压力之比,有无冷凝时对应图谱上的边界压力比取相同值。

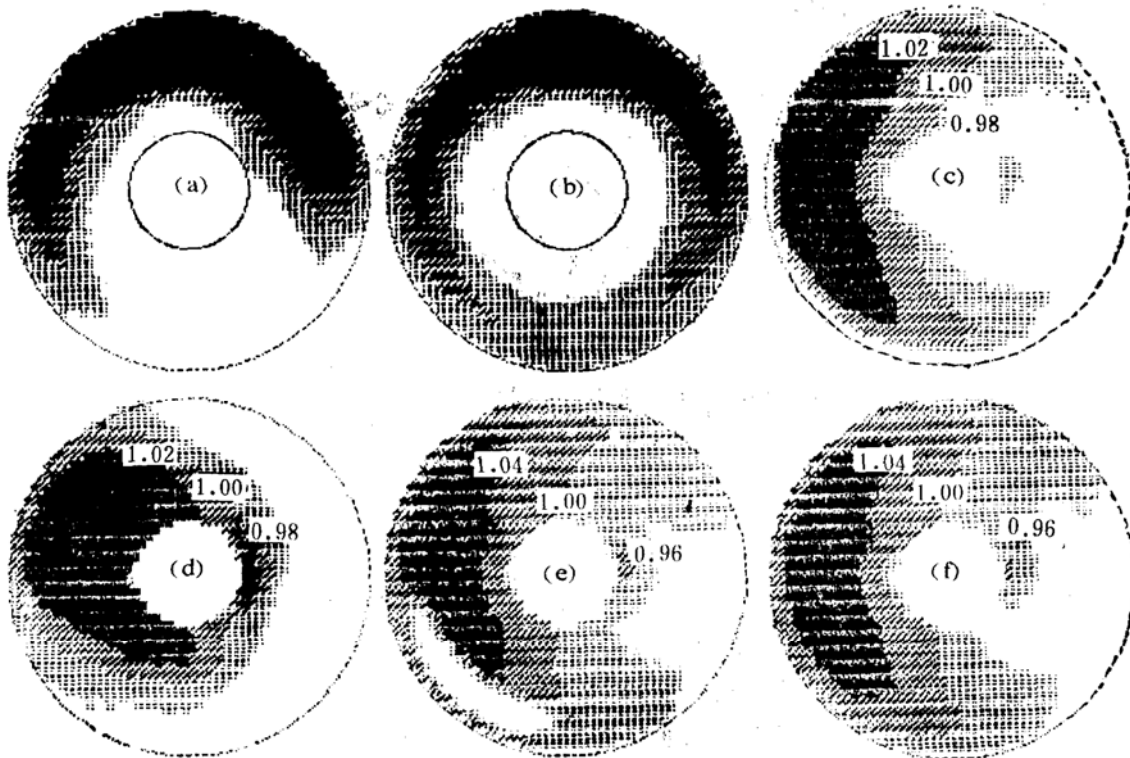


图7 稳态压力图谱

(a)	$M_2 = 0.504$	$\delta = 0.628$	$T_{0.5} = 0.085$	$DC_{60} = 0.511$
(b)	$M_2 = 0.506$	$\delta = 0.632$	$T_{0.5} = 0.098$	$DC_{60} = 0.224$
(c)	$M_2 = 0.551$	$\delta = 0.849$	$T_{0.5} = 0.031$	$DC_{60} = 0.163$
(d)	$M_2 = 0.550$	$\delta = 0.844$	$T_{0.5} = 0.039$	$DC_{60} = 0.164$
(e)	$M_2 = 0.503$	$\delta = 0.750$	$T_{0.5} = 0.045$	$DC_{60} = 0.221$
(f)	$M_2 = 0.510$	$\delta = 0.755$	$T_{0.5} = 0.051$	$DC_{60} = 0.267$

扩压器内出现冷凝时,引起总压恢复的变化很小^[1]。本文的实验结果表明,不仅总压恢复,马赫数的变化也很小。如当平均马赫数在0.5左右时,由于冷凝引起马赫数的变化在1%左右,而总压恢复的变化在1%以内,可见其变化量都在测量的误差范围以内。

冷凝对畸变指数的影响较大,在本实验范围内,由于冷凝使平均紊流度增加12~25%,稳态畸变指数 DC_{60} 可能增加,不变或减小,但压力分布规律相似。

没有冷凝时,流场的畸变主要是由正激波与附面层的干扰引起的。有冷凝时,增加了冷凝波与附面层的干扰影响。冷凝波与附面层的作用和正激波与附面层的作用一样,都会增加气流的脉动能量,这是有冷凝时平均紊流度增加的主要原因。

气流经过冷凝波时的压力升高梯度较小,因此对附面层的作用弱于正激波。又由于正激

波处于下游,靠近出口截面,可以认为这里正激波对流场的影响起了主导作用,因此稳态压力分布规律是由正激波的干扰影响决定的。当出现冷凝时,压力分布规律相似。低压区的时钟位置不变,仅在不同程度上改变了等压边界的形状。稳态畸变指数 DC_{60} 的大小则取决于两者的综合影响。如当仅由正激波时,波前的流场较均匀,这时畸变流场的低压区产生在某一时钟位置,若有冷凝时,冷凝波与附面层的干扰改变了正激波前的流场,这种流场的变化是随机的,因此导致同一时钟位置低压区内压力的变化可能增加也可能减小,所以冷凝引起 DC_{60} 的变化是不规则的。

冷凝对流场影响的机理是复杂的,这里仅作了初步的探讨。今后还需要作进一步的研究。

五、结 论

扩压器处于超临界工作时,在一定湿度条件下,喉道后面会出现冷凝波,冷凝波对扩压器出口流场的平均马赫数和总压恢复的影响不大,但使流场的平均紊流度增加12-25%。稳态畸变指数 DC_{60} 可能增加、不变或减小。可见冷凝对畸变流场的影响是不能忽视的。

在飞行中,无论亚音速或超音速进气道里,冷凝有时是不可避免的。冷凝不仅影响发动机的性能,而且由于引起进气道出口畸变流场的变化而影响发动机的稳定工作。因此在研究发动机与进气道的相容性时,必须注意冷凝的影响。

本文对用轴对称紊流发生器进行发动机进口流场模拟试验时,有一定参考价值。

参 考 文 献

- (1) Blake, J.C.; Effects of Condensation in the JT9D Turbofan Engine Bellmouth Inlet, AIAA, Paper No.75-1325.
- (2) Lukasiewicz, Julius and Royle, J.K.; Effects of Air Humidity in Supersonic Wind Tunnels, R.A.E. Report Aero.2211, S.D.20, Received January, 1949.

A REVIEW ON RAMJET PROPULSION TECHNOLOGY

Zhang Kexun

(The 31st Research Institute)

Abstract: In this paper, the functions and the standings of various kinds of powerplants in cruise missiles are described historically. With the development of cruise missiles and the rigorous requirement of their technical and tactical performances, they are tending towards supersonic and hypersonic speed ($Ma > 2 \sim 6$), medium-high altitude ($H > 15 \sim 40\text{km}$) or very low altitude ($H < 30 \sim 100\text{m}$) and medium-low range ($L > 100\text{km}$). Meanwhile the aerospace technology is also stepping into the hypersonic age from subsonic and supersonic, which means missile and aerospace technology has approached a new period that ramjet can be used at their optimum operation condition. In order to meet the requirements of the new generations of cruise missile and civil/military hypersonic vehicles in next decades, a new kind of powerplants would be developed so that they could be endowed with lighter weight, lower volume, higher speed, longer range and better maneuverability, so to say, ramjet and its combined propulsion technology are the optimum options. Now ramjet propulsion technology itself has approached to be mature and GM and aerospace technology will also offer a new area to it. So a new period that ramjet and its combined propulsion technology will grow vigorously all over the world is coming.

Keywords: Air breathing engine, Ramjet engine, Hypersonic ramjet, Integrate rocket ramjet, Review

EFFECT OF CONDENSATION IN A DIFFUSER ON THE FLOW FIELD

Shi Wangxing Ma Jiaju

(Nanjing Aeronautical Institute)

Abstract: Condensation is possible when the ambient humidity and Mach number of the air flow in the inlet are both sufficiently high. The condensation leads the average turbulence to be increased by 12~25% and the steady-state distortion factor, DC60, to be changed obviously in the experimental range. The condensation effect on the distortion flow field should be considered in the study of tolerability between engine and inlet.

Keywords: Diffuser, Congealing, Flow distortion, Research