

大扩张角扩压器的附面层吹除技术的研究

黄熙君 董金钟 肖承恕 袁涛

(北京航空航天大学)

摘 要

本文介绍以附面层吹除技术控制大扩张角扩压器气流分离的试验研究。研究中确定了抑制扩压器分离所需的最小吹除气流流量,并详细测定了流场变化和扩压性能参数。研究结果表明:对于扩张半角为 15° 的直壁扩压器,采用附面层吹除措施时,当吹气量为总气量的4%条件下,可明显地改善扩压性能,并消除了扩压流动中的分离。静压恢复系数较未采用吹除的原型扩压器提高7%,总压恢复约增加2%、而出口畸变指数改善8%。

主题词: 扩压器、进气道, 气流分离, 试验, 研究

一、概 述

为缩短推进系统的总长度,提高结构紧凑程度,常要求采用短长度的扩压器,如进气道亚音扩压段、燃烧室进口扩压段以及垂直起落飞机上应用的引射增力装置中的扩压段等。而短扩压段设计就要求采用大扩张角型面,这将带来扩压气流的分离,恶化扩压性能和流场分布的均匀程度,从而影响到推进系统的总体性能。因而如何在大扩张角型面条件下控制扩压气流不形成分离,是扩压器流动研究的一项重要内容。

扩压器中采用附面层吹除措施的研究在国内尚少见,主要是涉及到有源控制,需耗费一定的气流量,从系统上也会带来一定的复杂性。但在某些情况下,这方面的不足将不显著,如引射增力装置应用中,其主流是高总压气流,吹除气流可以从主喷管主流流量中分出来,只是使引射增力过程的主次流掺混过程的一小部分在扩压段贴壁处发生,改善了扩压流动,又不影响参与引射增力过程的总气流流量。

在扩压器中应用附面层吹除技术的研究中,需确定所需的最小吹除气流流量,并需了解采用附面层吹除技术后对扩压段扩压性能和流场畸变量的影响如何?本文概括了试验研究中的测定结果。

二、试验系统介绍

本试验研究是在北航热动力研究所的亚音扩压段试验设备上进行的, 设备的详细情况可参阅文献〔2〕。试件模型如图 1 所示, 为研究单壁分离条件, 试件设计中采用了非对称式模型。上壁面为不形成分离的小扩张角型面, 其扩张半角取为 5° 。下壁面扩张半角为 15° 。扩压段进口展弦比为2.2, 面积扩张比为3.2, 试验段全长250mm。

试件中附面层吹气缝的位置布局于扩压型面大扩张角的起始点, 由于扩压型面采用圆弧加直壁的设计方案, 因而吹气缝即设置于型面过渡圆弧与直壁扩压型面的相切处, 并使吹气方向与壁面斜率相一致。其具体尺寸及位置如图 2 所示。缝高 1 mm, 吹气缝上游的聚气穴取为直径 24mm 的圆孔。吹气用气流由试件壁下部进入。为测定吹气气流量, 在吹气气流管路中设置有调节阀门和气体流量计。

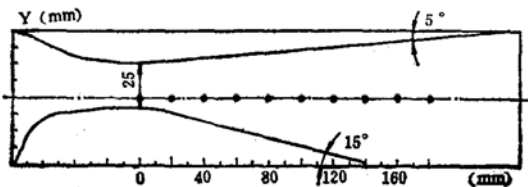


图 1 试件非对称扩压型面图

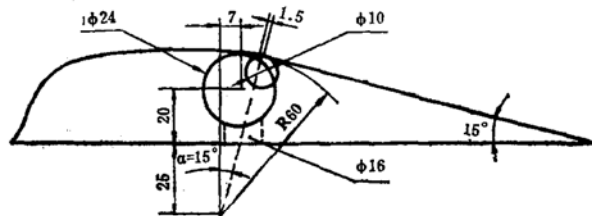


图 2 吹气缝位置布局图

用 24 点测压耙测量扩压段内气流流场, 测压耙中有一点测定截面静压, 与壁面静压孔测定值加以比较, 以校核静压测量偏差。全扩压流场分 10 个截面测定。数据采集和处理由扫描阀和微机系统完成, 其详细情况在文献〔2〕中已有介绍。通过测量结果可得出各测点的时均速度、各测量截面的附面层参数、扩压段的静压恢复系数、总压恢复系数和扩压段出口截面的畸变值。

三、试验结果和分析

1. 进口截面气流参数

试验时扩压段进口气流参数综合如下:

附面层厚度	0.9mm
附面层位移厚度	0.175mm
附面层动量厚度	0.192mm
进口气流平均速度	145m/s
进口气流速度系数	0.465

2. 时均速度的沿程发展

试验中测定了未采用附面层控制措施条件下的原型扩压流场沿程发展, 也测定了采用吹

除措施后的沿程流场变化,并对二者结果进行了对比。图3表示的是原始流场沿程发展情况,列出了10个截面的速度分布。由图可见,第4测量截面处的附面层速度分布,在近壁处已很接近分离状态,在第5截面处则呈现分离区,其起始分离位置在离进口截面60-65mm处,之后分离区迅速扩大。

图4表示具有附面层吹除措施时扩压流场沿程变化情况,其附面层吹除气量为主流流量的4%。由图可见,在吹除缝下游第2测量截面处,附面层底部速度分布有峰值,这反映附面层吹除时增加的动能。以后各截面的附面层厚度虽是逐渐增加的,但其速度分布均较饱满。全流场无任何分离产生。

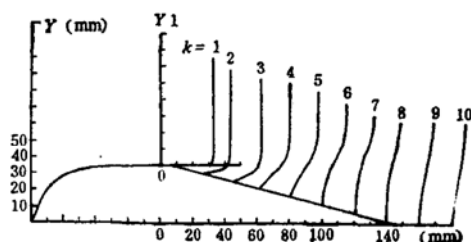


图3 原始流场的沿程发展

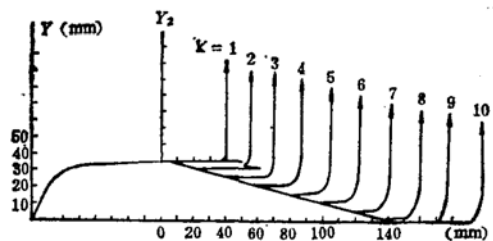


图4 采用附面层吹除后的流场沿程发展

3. 沿附面层高度的涡量分布

由文献[3],根据实测扩压流场及其分析可得出,如附面层出现分离,则贴壁气流流量将迅速减少,而在分离区边界处,将出现涡量峰值。面对无分离附面层,则其涡量峰值均位于近壁处。原始流场沿程主要截面附面层的涡量分布测定,第2测量截面为无分离附面层分布,而第5测量截面则明显地呈现分离附面层的涡量分布特征。采用附面层吹除措施后,各主要截面的附面层涡量分布均符合无分离的特征,即其涡量峰值均位于近壁处。

4. 沿程附面层参数的变化

原始流场沿程的附面层位移厚度,在分离区内迅速增加,在扩压器出口,位移厚度为8.6mm,占扩压器出口高度的12%。而当采用吹除措施后,则显著地改变了附面层的增长率,

在扩压器出口处,位移厚度仅为1.8mm,与原始流场相比,相差达4.8倍。

图5表示当采用吹除措施后,附面层形状因子的沿程变化。由图可见形状因子 H 受吹除气流的作用而下降,之后则保持缓慢增加。这反映增加附面层底部动能后,对附面层内的速度分布以及抑制附面层分离的形成是很有利的。

由于位移厚度的改善,增加了扩压段的有效扩压面积比,当然会直接影响到扩压器静压恢复的有效程度。

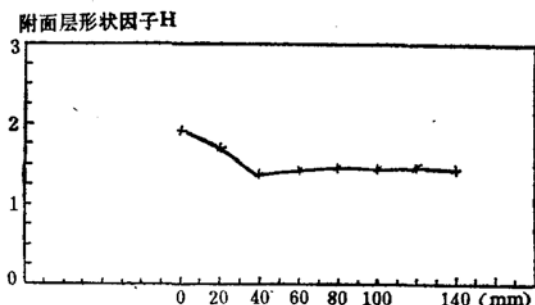


图5 吹除措施条件下形状因子的变化

5. 沿程静压恢复系数的变化

图6中表示原始流场沿程静压恢复系数 C_p 的变化, 图中有二组 C_p 的沿程变化曲线, 这是分别由壁面静压孔和测压耙中的静压测量感头测定的结果, 二者很接近, 反映出扩压流场的静压分布虽有一定差别, 但基本上是相等的, 也表明所测定的数据是可信的。原始扩压器的出口静压恢复系数为0.7423。

图7表示采用吹除措施后的静压恢复系数 C_p 沿程变化。由图可见离扩压器进口截面60mm以后, 采用吹除措施的静压恢复明显高于原始流场, 即提高了扩压有效程度, 其出口静压恢复系数为0.7743, 较原始流场的扩压恢复高7%。

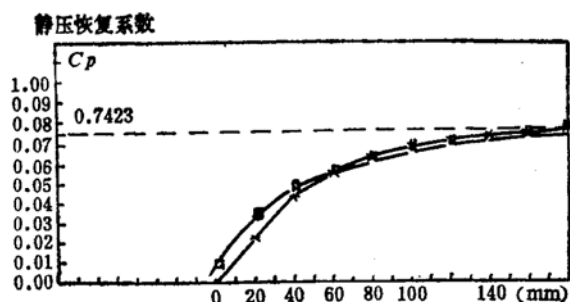


图6 原始流场下的 C_p 变化关系

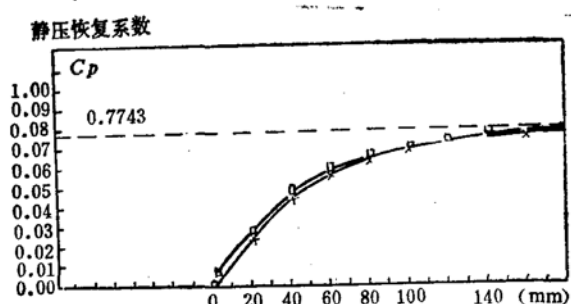


图7 吹除措施条件下的 C_p 变化关系

6. 总压恢复系数的变化

根据测压耙测定扩压器各截面的总压分布, 经处理后得出扩压器原始流场和吹除条件下流场的总压恢复系数沿程变化情况。其结果列于表1。

表1 沿程总压恢复的变化

截面序号 流场类型	2	4	6	8	10
原始流场	0.997	0.988	0.978	0.974	0.973
吹除流场	0.999	0.995	0.993	0.992	0.991

由表列数据可见, 原始流场在第4至第6截面之间, 由于附面层分离, 总压恢复下降较剧烈。而吹除附面层后, 沿程总压恢复系数的变化较为平缓, 其出口总压恢复较原始流场高2%。相对于原始流场的总压损失量来说, 则减少了约70%, 表明采用附面层吹除措施后, 对改善扩压器总体性能是较为显著的。

7. 扩压器出口流场畸变值的变化

本文对流场畸变值的分析, 由于未涉及推进系统的共同工作问题, 只是用来衡量出口扩压流场的均匀度, 因之采用 Q_{7p} 作为衡量标准。其定义可参阅文献〔4〕。由测定数据处理后得出: 原始流场出口截面的 Q_{7p} 为0.8737, 而采用吹除措施后, 由于抑制了附面层分离区的形成, 其出口截面的 Q_{7p} 值为0.9468, 改善畸变程度8.4%。

四、结 论

由上述试验结果的分析可得出如下结论:

1. 在大扩张角短扩压器中采用附面层吹除措施可明显改善扩压器的总体性能。
2. 采用附面层吹除措施时, 吹除气流流量为4%, 即可满足扩压段无分离流动的要求。
3. 在采用4%吹气量的附面层吹除条件下, 所试验扩压器的静压恢复系数提高7%, 总压恢复系数增加2%, 而出口流场畸变程度将改善约8%。

参 考 文 献

- (1) O' Donnell, R. M., Squyers, R. A.: V/STOL Ejector Short Diffuser Study, AD-A042319.
- (2) 黄熙君, 鲍锋, 董金钟: 扩压器分离流场控制的研究, 《航空学报》, 第9卷第2期1988。
- (3) 鲍锋: 亚音扩压器分离流场控制技术研究。北京航空学院硕士论文1987。
- (4) Richard, J., Martin, H.: A Feasibility Study for Definition of Inlet Flow Quality and Development Criteris AIAA72-1098.

(上接第69页)

参 考 文 献

- (1) USP 3951704.
- (2) 李上文: 复合催化剂在含黑索金-铝粉螺压改性双基推进剂中降低压力指数的效果, 二〇四所内部资料, 1977。
- (3) Kuo, K.K., Summerfield, M.: Fundamental of Solid-Propellant Combustion, 1984.
- (4) 李上文: 碳黑对RDX-CMDB推进剂燃烧性能的影响, 日本《工业火药》Vol.47, No.3, 1986。
- (5) 童存胜、王宁飞: 86年燃烧机理试验总结, 二〇四所内部资料, 1986。
- (6) 马樊圻等: 高速实时全息干涉摄影在固体推进剂燃烧研究中的应用, 《兵工学院》, No4.1986。
- (7) Duterque, J. et al: Experimental Study of Double-Base Propellants Combustion Mechanisms, 《Propellants, Eeplosives, Pyrotechnics》10, p18~25, 1985.
- (8) Satriana, D.R. et al: An Improved Method of Manufacture of a Ballistic Modifier for Smokeless Rocket Propellants, AD516686, 1971.
- (9) Li Shangwen and Zhao Fang qi: The Studies of Double Base Propellants on Copper Compounds as Combustion Catalysts, 18th ICT Conference Proceeding, 1987.
- (10) Cohen, N.S. et al: Combustion Chemistry of Nitrate Ester-Based Propellants, AIAA-83-1198.

AN EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON WIDE ANGLE DIFFUSER USING BLOW-IN TECHNIQUE OF BOUNDARY LAYER

Huang Xijun Dong Jinzhong Xiao Changshu Yuan Tao
(Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

Abstract

In this paper the experimental investigation on control of flow separation of diffuser with large divergence angle using blow-in technique is described. In the investigation the minimum blow-in airflow, needed for depression of diffuser flow separation was determined. The flow field and performance parameters of diffuser were measured in detail. The study shows: when 4% total airflow of diffuser is used for blow-in of boundary layer, the performance of the diffuser with 15° divergence half-angle is improved significantly, and the separation of diffuser flow is wholly eliminated. The static pressure coefficient is increased by 7%. Total pressure recovery is increased by 2%. And the distortion index at diffuser exit section is improved by 8%.

Keywords: Diffuser, Inlet, Gas flow separation, Test, Research

EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON IMPROVEMENT OF PERFORMANCE OF SUBSONIC TWO- DIMENSIONAL DIFFUSER

Chen Xiao
(Nanjing Aeronautical Institute)

Abstract

In this paper the calculation of the geometric dimension and the performance of subsonic two-dimensional diffuser is conducted according to the "stall margin" design method presented in reference [1]. The result calculated is much different from the experimental data presented by author. The diffuser adopted is a dump one with very large initial divergent angle. The severe flow separation is generated just initial divergent section. As the momentum integral equation of the boundary layer used in the method does not involve the effect of the wall curvature, es-