

文章编号: 1000-8055(2004) 01-0065-04

# 进气道隐身装置与发动机联合试验研究

李文峰<sup>1</sup>, 程邦勤<sup>2</sup>, 王永生<sup>1</sup>

(1. 西北工业大学 电子信息学院, 陕西 西安 710072;

2. 空军工程大学工程学院, 陕西 西安 710038)

摘要: 介绍了进气道隐身装置与某涡扇型发动机地面联合试验的设备组成与试验方法, 分析了风扇形吸波导流体的隐身原理。通过实验, 确定了吸波导流体对进气道气动性能的影响, 考验了由复合材料构成的隐身装置的结构强度。

关键词: 航空、航天推进系统; 进气道; 隐身技术; 风扇形导流体; 吸波材料; 雷达散射面积

中图分类号: V 218

文献标识码: A

## An Experimental Investigation of Combining Stealth Device in Air Duct with Turbofan Engine

LI Wen-feng<sup>1</sup>, CHENG Bang-qin<sup>2</sup>, WANG Yong-sheng<sup>1</sup>

(1. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. The Air Force University of Engineering, Xi'an 710038, China)

**Abstract:** The paper introduces the experimental facilities for combining stealth device in air duct with turbofan engine. How the flow deflector affects the flow field of air duct was ascertained. The fan-shaped flow deflector was made of wave absorption material, its stealth principle is analyzed. The distributing of complicated inlet flow field and the analyses of distortion index are investigated.

**Key words:** aerospace propulsion system; air duct; stealth technique;  
fan-shaped flow deflector; wave absorption material; RCS

战机的隐身技术是指战机躲避敌方雷达探测和制导武器攻击的能力, 现代战争对战机隐身的要求越来越高。美国、俄罗斯正在加紧研制的新一代战机, 即所谓的“联合攻击战斗机”, 其最显著的特点和标志就是高度的隐身能力。

在飞机隐身技术研究中, 作为雷达波强散射源之一的进气道是研究的首要课题之一。为配合我国某飞机的目标特征信号控制研究, 减少进气道的雷达散射面积(RCS), 总体结构考虑了一个在进气道内安装风扇形状吸波导流叶片的隐身方

案。

进气道气动分析表明: 安放吸波导流体将会影响进气道气动性能; 结构分析表明: 在地面开车状态, 进气道管道载荷为吸力状态, 将对安放在管道内的复合材料吸波导流体的结构强度产生考验。因此, 有必要进行吸波导流体与某涡扇型发动机地面联合试验。

### 1 吸波导流体隐身原理

导流体由雷达吸波复合材料组成, 与发动机

分开, 15 片导流叶片构成风扇形状(见图 1)。吸波材料主要以非金属(环氧树脂、热塑性材料等)为基体, 以碳/石墨纤维及其织物为充填材料的结构型复合材料。材料自身能够承受一定载荷, 内部为不规则多孔质结构, 使电磁能转换成热能散发掉。

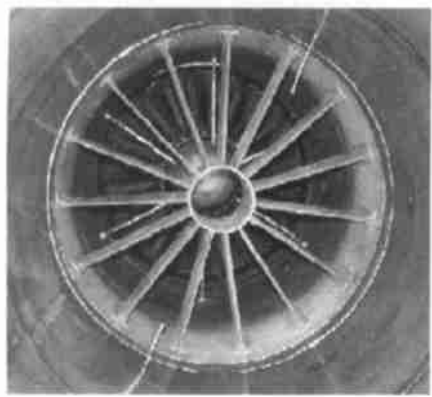


图 1 进气道中的吸波导流体

Fig. 1 The flow deflector was made of wave absorption

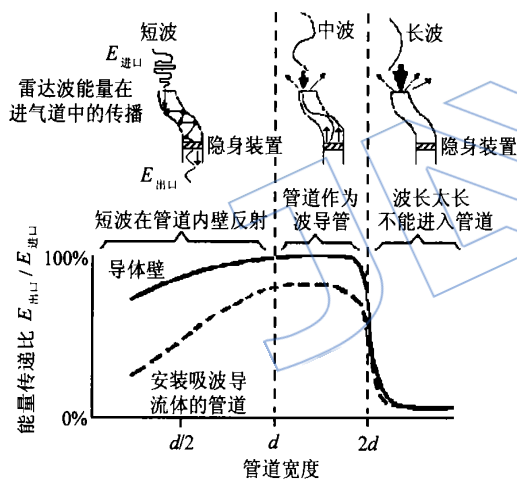


图 2 吸波导流体隐身原理

Fig. 2 The stealthy principle sketch map of fan-shaped flow deflector

吸波导流体电磁隐身原理见图 2。当雷达波长大于管道宽度  $d$  的 2 倍时, 雷达波不能进入管道, 在进气口被散射。当波长为管道宽度的 1~2 倍时, 管道变成波导管, 雷达波可沿其 S 形管道有效传播, 但波长不能进入作为隐身装置的导流叶片的间隙, 吸波导流体吸收了大部分能量。当波长明显小于管道宽度时, 雷达波类似于光光束在 S 形管道内壁进行多次反射<sup>[1]</sup>。此波段的雷达波大部分被吸波材料吸收; 少量通过吸波导流体叶片的短波, 经过管道、发动机叶片的多次反射而消耗能量, 另一方面还要受到导流体吸波材料的吸收, 能

量大幅衰减, 使反射回波具有很小的能量。这样导流体叶片可以有效地对付波长为 2 cm~2 m 宽频带雷达波。

## 2 吸波导流体与发动机联合地面试验

吸波导流体与发动机联合试验系统简图如图 3 所示。该系统主要由吊挂式发动机试车台架(最大推力 147 kN)、某涡扇发动机、发动机操纵系统、吸波导流体、等直径进气导流筒体、VXI 总线测试系统和试车辅助设备等组成。

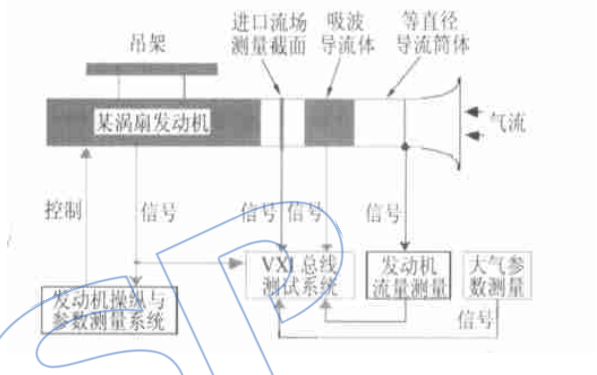


图 3 吸波导流体与发动机联合地面试验系统组成

Fig. 3 The facilities constitution of stealthy device in air duct associated with some turbofan engine

由周向均匀分布的 6 支测量耙形成“水”字型流场测量截面, 每支测量耙上包括 5 个稳态总压测量点和 1 个动态总压测量点。吸波导流体叶片静压的测量采用每一周向位置沿径向布置 6 个测量点, 选 5 个叶片共 30 个测点。图 4 为测定发动机进口流场测量截面的布局。

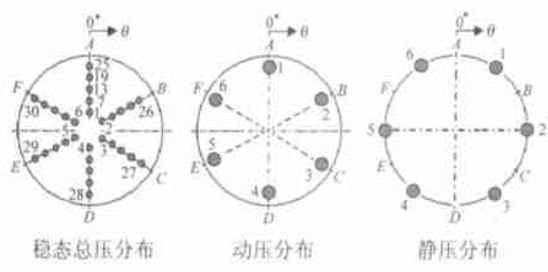


图 4 发动机进口流场测量截面的测定布局

Fig. 4 The schematic diagram of testing points of engine inlet section

分别在等直径进气导流筒体/吸波导流体外壳、发动机主支架位置、中介机匣位置设置了速度传感器测量振动。

吸波导流体与发动机联合地面试验采用 V XI 总线测试系统, 整个测试系统主要由主控计算机、零槽控制器、机箱、测试模块、接线端子盒、连接电缆和传感器等部分组成<sup>[2]</sup>。

采用软件算法实现压力信号的数据线性化, 用“误差平方和为最小”的方法, 求得被测参量和输出量的近似表达式; 利用软件自动校正零点, 基本消除零点温漂误差。传感器拟和方程取四阶, 即:

$$y = A \times x^4 + B \times x^3 + C \times x^2 + D \times x + E$$

3 试验方法和程序

(1) 首先进行发动机基准试车。在不安装吸波导流体情况下, 录取发动机在各试验状态转速下的参数和各个振动值。

(2) 然后安装连接好吸波导流体, 将发动机

调整到某一试验状态, 录取发动机在此转速下的参数和振动值, 测量发动机不同转速下的吸波导流体叶片表面静压分布。

(3) 重复上述步骤, 直至试验完所有试验状态。发动机状态有: 起动、慢车、支耙= 65%, 70%, 75%, 80%, 82%, 87%, 90%, 95%, 97% 和  $N_{1max}$  等状态点, 以及加速性(慢车到最大)、减速性(最大到慢车)。这里,  $N_1$  为发动机低压转子转速。

4 发动机进口流场测量及计算结果

采用俄罗斯的畸变指数处理方法<sup>[3]</sup>。综合畸变指数  $W$  与周向畸变指数  $\Delta\bar{\sigma}$  以及面平均紊流度  $\bar{\epsilon}$  之间的关系为:  $W = \Delta\bar{\sigma} + \bar{\epsilon}$

由发动机进口前测量截面 30 个稳态总压测值及 6 个动态总压测值, 结合来流总压值及静压值进行进口截面的特征参数处理。表 1 和表 2 给出了部分试验结果数据。

表 1 安装吸波导流体之前部分试验数据  
Table 1 Some parameters data before fixed stealthy device

| $N_1$ 换算<br>转速/ % | 推力<br>/ kgf | 流量系数<br>$\Phi$ | 总压恢复<br>系数 $\sigma$ | 面平均紊<br>流度 $\bar{\epsilon}$ % | 周向畸变<br>指数 $\Delta\bar{\sigma}$ % | 综合畸变<br>指数 $W$ / % |
|-------------------|-------------|----------------|---------------------|-------------------------------|-----------------------------------|--------------------|
| 31.772            | 105         | 0.117          | 0.997               | 0.015                         | 0.012                             | 0.117              |
| 66.852            | 1645        | 0.352          | 0.996               | 0.019                         | 0.136                             | 0.155              |
| 72.313            | 2125        | 0.401          | 0.996               | 0.039                         | 0.128                             | 0.167              |
| 77.614            | 2535        | 0.443          | 0.995               | 0.056                         | 0.113                             | 0.169              |
| 84.387            | 4240        | 0.512          | 0.995               | 0.051                         | 0.114                             | 0.165              |
| 89.819            | 6035        | 0.606          | 0.994               | 0.051                         | 0.110                             | 0.161              |
| 93.083            | 6680        | 0.647          | 0.994               | 0.062                         | 0.118                             | 0.170              |
| 99.699            | 7145        | 0.709          | 0.993               | 0.709                         | 0.143                             | 0.222              |

表 2 安装吸波导流体之后部分试验数据  
Table 2 Some parameters data after fixed stealthy device

| $N_1$ 换算<br>转速/ % | 推力<br>/ kgf | 流量系数<br>$\Phi$ | 总压恢复<br>系数 $\sigma$ | 面平均紊<br>流度 $\bar{\epsilon}$ % | 周向畸变<br>指数 $\Delta\bar{\sigma}$ % | 综合畸变<br>指数 $W$ / % |
|-------------------|-------------|----------------|---------------------|-------------------------------|-----------------------------------|--------------------|
| 32.420            | 120         | 0.129          | 0.996               | 0.023                         | 0.158                             | 0.181              |
| 67.810            | 1635        | 0.372          | 0.994               | 0.185                         | 0.338                             | 0.523              |
| 73.326            | 2100        | 0.407          | 0.993               | 0.224                         | 0.400                             | 0.624              |
| 78.629            | 2640        | 0.445          | 0.993               | 0.392                         | 0.476                             | 0.868              |
| 83.229            | 3670        | 0.492          | 0.991               | 0.427                         | 0.554                             | 0.981              |
| 85.458            | 4860        | 0.547          | 0.991               | 0.531                         | 0.647                             | 1.178              |
| 91.024            | 5960        | 0.629          | 0.988               | 0.783                         | 0.845                             | 1.628              |
| 94.107            | 6610        | 0.666          | 0.987               | 0.892                         | 0.950                             | 1.842              |
| 97.241            | 7080        | 0.697          | 0.986               | 0.951                         | 1.033                             | 1.984              |

$N_1 = 97\%$  时, 导流体表面静压值如下(6 支耙 $\times$ 5 点静压/耙):

$$\begin{aligned} P_{N_1=97\%}(\text{kPa}) = & [-21.215, -18.889, -21.057, -21.914, -20.661; \\ & -18.970, -16.428, -21.535, -22.435, -20.112; \\ & -20.552, -22.146, -21.490, -22.955, -19.563 \\ & -18.555, -13.090, -18.916, -21.763, -20.086; \\ & -21.592, -22.681, -23.093, -23.685, -19.825; \\ & -10.777, -13.090, -20.784, -21.822, -19.956] \end{aligned}$$

## 5 结 论

导流体叶片在一定程度上引起气流阻塞, 使进气道的总压恢复略有降低(总压恢复系数减小 0.001~0.007); 同时隐身装置的介入增加了流场畸变(周向畸变指数最大增加约 0.0089, 面平均紊流度最大增加约 0.0087, 综合畸变指数最大增加约 0.01762); 对发动机的推力有一定的影响(减少约 1.3%); 但总体来看, 进气道进口的流量系数变化不大(最大减小约 0.012), 装上隐身装置后发动机效率略有损失, 完全能够满足发动机进气要求<sup>[4]</sup>。在发动机最大状态, 吸波导流体叶片

表面最大静压值为-23.685 kPa, 满足强度要求。因此本次试验完成了目的。

## 参考文献:

- [1] 胡秉科, 周训波. 美军用飞机推进系统上隐身技术的发展与应用[J]. International Aviation, 2001, 6: 54-56.
- [2] 李文峰, 王永生, 王建华. 发动机稳定性试验研究 V XI 总线测试系统[J]. 航空计测技术, 2002, 22(3): 28-31.
- [3] 沈阳发动机设计研究所. АЛ-31ФН 发动机技术报告文集[C]. 沈阳发动机设计研究所, 1994.
- [4] 梁德旺, 郭荣伟, 赵明桂. 格栅对进气道的气动性能和电磁散射特性的影响[J]. 航空学报, 1998, 19(5): 567-569.