

文章编号: 1000-8055(2007)02-0233-05

排气系统与尾机身一体化红外抑制器实验分析

唐正府¹, 张靖周¹, 王先炜², 刘 强²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国直升机设计研究所, 景德镇 333001)

摘 要: 利用地面模拟实验件对排气系统与尾机身一体化红外抑制器模型进行了实验研究, 旨在分析引射混合与旋翼下洗对降低排气温度和目标的红外辐射特征的效果. 结果表明, 通过波瓣喷管引射周围空气与主流燃气掺混冷却, 可以使高温燃气温度降低至少 50%; 利用旋翼下洗气流吹散热排气, 冷却尾机身模型壁面, 可以使模型壁面及尾焰在 $3\sim 5\mu\text{m}$ 和 $8\sim 14\mu\text{m}$ 的红外辐射强度分别降低 39% 和 33%. 另外, 简单的增大波瓣喷管的尺寸并不能够有效提高引射流量, 反而会使引射系数有所降低.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 红外抑制器; 波瓣喷管; 旋翼下洗; 引射系数

中图分类号: V231.3; V211.3

文献标识码: A

Experimental research on infrared suppressor integrating the exhaust system with the tail part of a helicopter

TANG Zheng-fu¹, ZHANG Jing-zhou²,

WANG Xian-wei², LIU Qiang²

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China)

Abstract: Utilizing a ground test model, an experimental diagnostic study on the infrared suppressor integrating the exhaust system with the tail part of a helicopter has been performed to investigate the effects of ambient air pumping-mixing and rotor downwash on reducing the exhaust system temperature and diminishing the target infrared signature. The result shows that the gas temperature can be reduced by 50 % at least by lobed nozzle which injects ambient air to mix with the hot gas; and rotor downwash flow that cools the tail part of the model will cause a decrease of total infrared radiation between $3\sim 5\mu\text{m}$ and $8\sim 14\mu\text{m}$ equivalent to about 39 % and 33 %. In addition, simply enlarging the lobed nozzle is not propitious to the enhancing of the entrained flux, while it will reduce the injection coefficient.

Key words: aerospace propulsion system; infrared suppressor; lobed nozzle; rotor downwash; injection coefficient

直升机发动机排气系统的外露壁面和燃气尾焰是红外制导武器探测攻击的主要目标. 红外抑

制器可以利用排气动量引射环境空气混合降温, 并利用旋翼下洗气流降低红外辐射^[1-4]. 美国科曼

收稿日期: 2006-01-19; 修订日期: 2006-07-03

基金项目: 武器装备预研基金资助项目 (编号: 51410040304 H K0201)

作者简介: 唐正府 (1980-), 男, 北京人, 南京航空航天大学能源与动力学院博士生, 主要从事传热与红外隐身技术研究.

奇 RAH-66 直升机上所采取的机身一体化红外抑制器就是这种结构. 红外抑制器装在尾机身内, 其独特的狭长排气口设计使发动机排出的热气能与冷却空气有效地混合. 冷却空气通过尾机身上方的进气口吸入, 与发动机热排气混合后, 经尾机身下腹两侧的狭长排气出口排出, 再由机身外的旋翼下洗气流吹散, 使排气温度明显降低, 从而保护直升机不受热寻导弹的攻击. 这种一体化的红外抑制方案, 不仅完全遮挡了发动机排气装置的高温部件, 有利于改善排气尾焰的核心结构, 避免尾焰对尾机身壁面的加热, 以致可最大限度地消除排气系统的红外辐射影响, 而且将排气系统置于尾机身内, 可以充分地利用直升机的有效空间^[5-6]. 这种直升机排气系统与机身融合的一体化结构是一种全新概念的隐身化结构, 本文据此设计制造了 1 : 3 的缩比模型, 对这种利用喷管引射和旋翼下洗的红外抑制器模型内部流动混合过程进行了实验研究.

1 实验系统和模型

本实验所用的实验系统由主流气路系统、引射气路系统、下洗气路系统、实验模型段和测试系统组成. 实验系统结构如图 1 所示. 主气流由高压鼓风机提供, 其额定流量为 3 130 m³ / h. 主流经过点火器点火燃烧, 在稳定室中得到均匀流场.

引射气路由集气室和波瓣喷管组成, 其结构如图 2 所示. 集气室进口直径 $\phi 150$ mm, 经一个圆锥形收缩段与波瓣喷管连接. 集气室的上下方各布置一个内径 $\phi 100$ mm 的喇叭管作为引射气流入口. 环境冷空气依靠主流动量和波瓣喷管的泵吸作用进入集气室与主流混合. 波瓣喷管有 12 个瓣, 沿周向均匀分布, 其结构参数主要有平均直径 d , 波瓣扩张角 α , 波瓣高度 h 和波瓣宽度 b , 具体参数如表 1 所列.

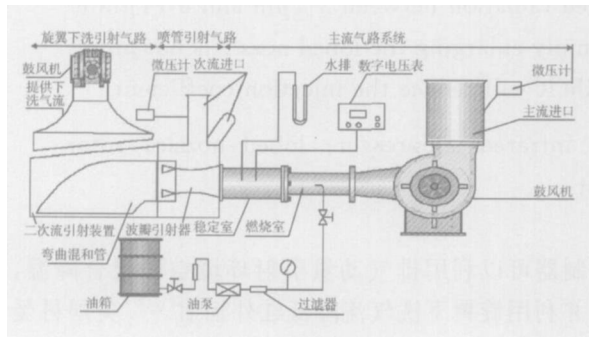


图 1 实验系统示意图

Fig. 1 Scheme diagram of experimental system

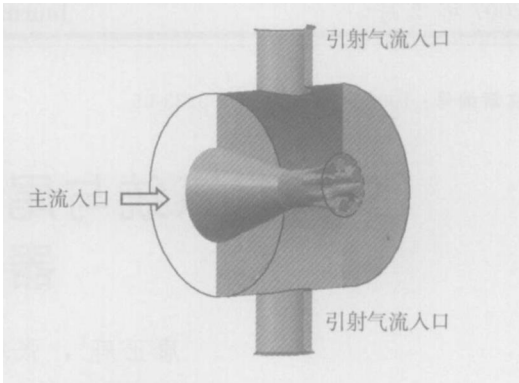


图 2 喷管引射气路结构图

Fig. 2 Scheme diagram of nozzle ejected flow

表 1 波瓣喷管参数

Table 1 Parameters of lobed nozzle

	瓣高 h/mm	瓣宽 b/mm	扩张角 $\alpha/^\circ$	平均直径 d/mm
大	30	8	38	80
小	20	10	32	60

模拟旋翼下洗气路由弯曲混合管和尾机身模型组成, 如图 3 (a) 所示. 弯曲混合管总长 1 060 mm, 进口直径 $\phi 100$ mm, 铆接在波瓣喷管后面; 出口呈狭长矩形, 长宽比为 48 : 1, 并相对进口偏转 90°. 模型上表面开有长 800 mm、前端宽 70 mm、后端渐缩的进气口; 下端一侧开一个长 840 mm、宽 30 mm 的排气狭缝. 旋翼下洗气流从上端开口流入后机身模型内部, 分成左右两股气流沿混合管壁面流动, 在出口位置与排气引射混合气流进行混合, 然后以一定角度向外排出, 如图 3 (b) 所示. 这种设计可以使引入的气体对混合管壁面形成冷却, 有利于减少混合管对机身壁面的热辐射. 模拟旋翼下洗的冷却气流由低压鼓风机提供, 额定每小时可提供 1 970 Pa 的空气 14 700 m³. 利用变频器调节鼓风机频率, 改变鼓风机的流量, 从而获得需要的下洗气流速度.

2 结果与分析

2.1 引射系数和总压恢复系数

引射流量比是衡量实验模型引射能力和冷却效果的一个很重要的参数, 通常定义为:

$$\phi = \frac{\dot{m}_s}{\dot{m}_p}$$

式中 $\dot{m}_s$ 为喷管引射气路引射气流入口流量, $\dot{m}_p$

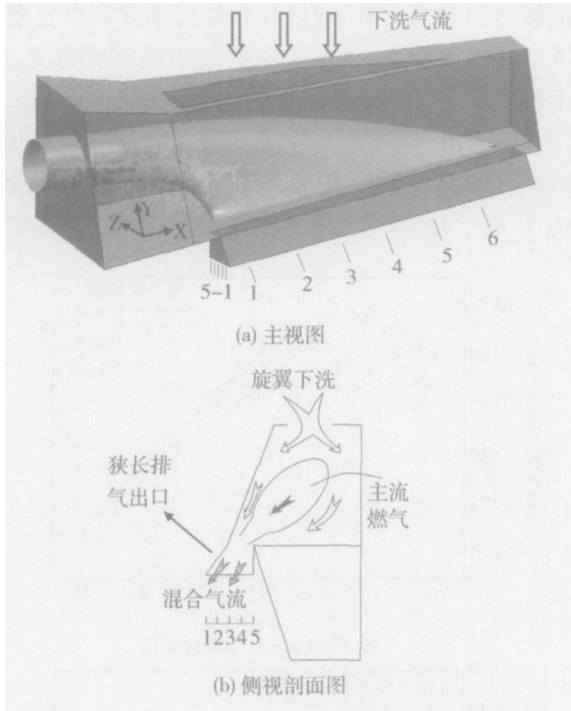


图 3 尾机身模型结构

Fig. 3 Scheme diagram of tail airframe model

为主流入口流量. 引射流量比与主次流温度比有关. 在同种引射混合器结构下, 主流温度越高, 引射流量比越大^[7]. 它们基本遵循:

$$\frac{\phi}{\phi_s} = \left(\frac{T_p}{T_s} \right)^{0.44}$$

式中下标 p 代表高温, s 代表低温. 而总压恢复系数是混合管出口总压与波瓣喷管进口总压之比, 即:

$$\xi = \frac{p_2^*}{p_1^*}$$

其中 p_1^* 代表波瓣喷管进口总压, p_2^* 代表混合管出口总压. 按表 1 中大小两种尺寸波瓣分别进行了冷态 (25 °C 和热态 (500 °C 两种条件下引射系数和总压恢复系数的试验测试, 如表 2, 结果表明在混合管尺寸相同的条件下增大波瓣喷管的平均直径并不能够提高引射流量, 如果波瓣尺寸过大, 增加了波瓣出口截面相对于混合管进口截面的面积比, 引射系数反而会减小, 故从实验结果看小波瓣比大波瓣引射系数提高了 15 %~23 %, 但在实验范围内, 波瓣尺寸的变化对总压恢复系数的影响十分微弱. 这与刘友宏^[8]在圆排波瓣与弯曲混合管引射实验中所得到的引射系数与截面比关系曲线相一致. 它将截面比定义为弯曲混合管进口截面积与波瓣喷管出口截面积之比, 引射系数随着截面比的增加

而升高, 最后趋于一个最大值. 波瓣喷管尺寸越大, 则截面比越小, 引射系数也越小.

表 2 波瓣喷管引射系数和总压恢复系数

Table 2 Entrainment coefficient and pressure recovering coefficient of the lobed nozzle

类型	混合管前 总温/ °C	主流流量/ (kg/ s)	引射系数	总压恢 复系数
大	25	0.32	0.39	0.988 1
	500	0.32	0.53	0.984 7
小	25	0.34	0.45	0.983 2
	500	0.25	0.65	0.982 3

2.2 尾机身模型出口不同旋翼下洗作用下的温度分布

使用镍铬镍硅热电偶对尾机身模型出口温度场进行了测量. 如图 3 (a) 所示建立坐标系, 沿 x 方向取 6 个测点, 沿 z 方向依次建立 5 个截面, 以 L 代表出口总长度, 其实验结果如图 4.

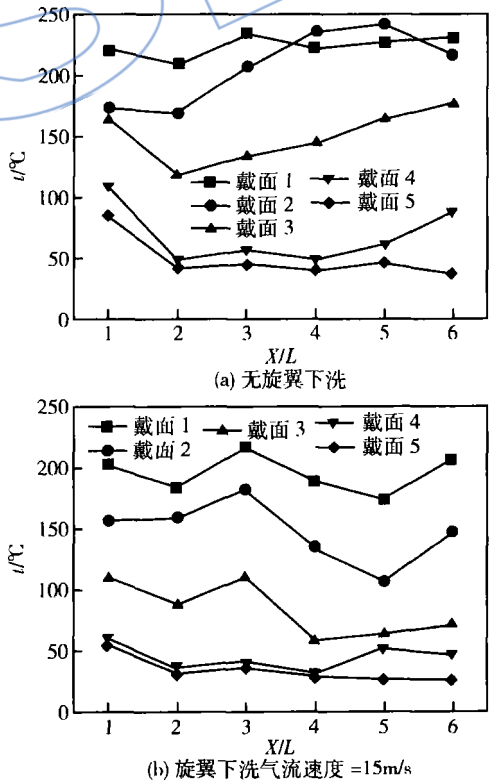


图 4 模型出口温度分布

Fig. 4 Temperature distribution at the model exit

从图中可看出, 没有下洗气流时, 截面 1, 2 温度最高, 温度在 170~250 °C 范围内波动, 这相对

于主流 500 °C 的高温燃气,经过波瓣喷管引射器泵吸环境冷空气掺混冷却后,温度降低了至少 50 %。而截面 4,5 在前后两端温度较高,中间保持 40~50 °C 之间变化,只有截面 1,2 温度的 20 %~24 %,这是因为主流高温燃气从弯曲混合管出口以一定角度高速喷射而出,截面 1,2 正处于高温射流核心区,截面 4,5 则处于核心射流和尾机身模型出口后挡板之间,该部分空气通过核心射流的辐射和对流换热被加热,温度高于环境温度。

在旋翼下洗气流速度为 15 m/s 时,冷却气流从模型上端开口进入,在尾机身模型出口沿核心射流两侧顺壁面流出,其间与核心射流进行强烈的掺混冷却,使得截面 1,2 温度较没有下洗时有所降低,在 110~210 °C 之间变化,且从模型后端 ($X/L=0$) 到模型前端 ($X/L=1$) 温度呈现先升高后降低的分布规律,这是由弯曲混合管特殊的截面形状所决定,其余截面温度依次降低。而截面 4,5 因为暴露在下洗冷却空气中温度接近于环境温度在 30~40 °C 之间变化。

2.3 模型红外特性的测试

采用 MR100 型傅立叶光谱辐射计测试模型的红外辐射特征。该仪器共有两个探测器 A 和 B, A 的探测介质是碲化钢,探测波长范围主要在 8~14 μm; B 的探测介质是 MCT,主要探测 3~5 μm 的红外信号。

为了避免太阳辐射对实验效果的影响,实验全部在晚上进行。探测器正对尾机身模型侧面,相距 20 m,光栏孔直径选取 6.4 mm,使被测目标充满视场。对模型分别在无旋翼下洗,模拟旋翼下洗气流速度为 6 m/s 和 15 m/s 三个状态进行了测试,结果如图 5 所示。图中横坐标代表波长 λ (μm),纵坐标是光谱辐射亮度 L ($W/Sr \cdot cm^2 \cdot \mu m$),无论是在 8~14 μm 还是在 3~5 μm 的光谱图中,曲线的变化规律趋于一致,没有旋翼下洗时的红外辐射信号始终最强,随着下洗气流速度的增加,红外辐射信号逐渐减弱。另外在 3~5 μm 的红外光谱图中,大致位于 4.2 μm 波长处光谱曲线有一个明显向下的突跃,这里是 CO₂ 吸收带。

根据辐射强度与辐射亮度之间的关系:

$$I = L \cdot Sr \cdot D^2$$

其中 L 为辐射亮度, Sr 为立体视场角, D 为探测器与目标之间距离,得到模型在不同旋翼下洗状态下的平均辐射强度如表 3。

3~5 μm 辐射强度主要取决于排气尾焰和壁

面辐射的共同贡献,通过比较辐射强度可以发现,下洗气流速度为 15 m/s 时的辐射强度大约是无下洗时的 61 %。

8~14 μm 辐射强度主要取决于壁面辐射的贡献,通过比较辐射强度可以发现,下洗气流速度为 15 m/s 时的辐射强度大约是无下洗时的 67 %。

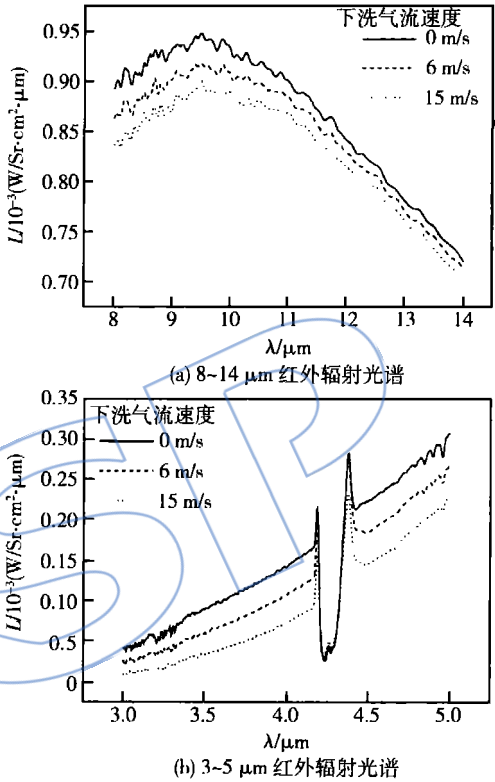


图 5 模型红外辐射光谱

Fig. 5 Model infrared radiant spectrum

表 3 辐射强度

Table 3 Radiant intensity

下洗气流 速度/ (m/s)	3~5 μm 辐射 强度/ (W/Sr)	8~14 μm 辐射 强度/ (W/Sr)
0	3.14	6.97
6	2.54	5.77
15	1.92	4.66

3 结 论

通过对弯曲混合管与尾机身一体化红外抑制器模型的实验研究,可以得到以下几点结论:

(1) 在混合管尺寸相同的条件下简单的增大波瓣喷管的平均直径并不能够提高引射流量,如果波瓣尺寸过大,增加了波瓣出口截面相对于混

合管进口截面的面积比,引射系数反而会减小.

(2) 通过波瓣喷管引射周围空气与主流燃气掺混冷却,可以使高温燃气温度至少降低 50 %.

(3) 利用旋翼下洗气流吹散热排气,冷却尾机身模型,可以使模型壁面及尾焰在 $3\sim 5\mu\text{m}$ 和 $8\sim 14\mu\text{m}$ 的红外辐射强度分别降低了 39 %和 33 %.

参考文献:

- [1] Armand F, Amelio Y. Infrared suppression for a gas turbine engine[P]. US Patent 5699965, 1997.
- [2] Mark H, Walter M. Exhaust nozzle for suppressing infrared radiation[P]. US Patent 5992140, 1999.
- [3] Frawley R C. IR suppressor[P]. US Patent 6122907, 2000.
- [4] Kanclebo S W. Boeing silorsky findings underscore RAH-66 stealth[R]. AW&ST, 1993, 22-23.
- [5] 张靖周,李立国,高潮. 直升机排气系统红外抑制器的模型实验研究[J]. 红外与毫米波学报,2005,24(4):126-129.
ZHANG Jingzhou, LI Ligu, GAO Chao. Model experi-

ments of infrared suppressor for helicopter exhaust system[J]. Journal of Infrared and Millimeter Waves, 2005, 24(4):126-129.

- [6] 王先炜,黄勇,路玉霞. 旋翼下洗气流对红外抑制器性能的影响研究[J]. 航空动力学报,2003,18(6):773-776.
WANG Xianwei, HUANG Yong, LU Yuxia. Influences of the downwash flow from a helicopter rotor on the performances of an infrared suppressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(6):773-776.
- [7] 刘友宏,陈锵,李立国. 圆排波瓣圆柱混合管的气动特性实验研究[J]. 南京航空航天大学学报,2000,32(4):376-379.
LIU Youhong, CHEN Qiang, LI Ligu. Experimental investigation of internal aerodynamics of periodically axis-symmetry lobed exhaust-ejector mixers[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2000, 32(4):376-379.
- [8] 刘友宏,刘伟. 圆排波瓣弯曲混合管引射实验与数值模拟[J]. 航空动力学报,2005,20(1):93-97.
LIU Youhong, LIU Wei. Experimental and numerical study of ejection characteristics of circular lobe ejector with bend mixers[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(1):93-97.