

文章编号: 1000-8055(2007)07-1142-06

红外抑制器模型出口温度的实验

朱英, 黄勇

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘 要: 利用地面模拟试验件实验研究了气流参数对直升机发动机喷管出口温度的影响。实验中主喷管气流温度 $610\text{ }^{\circ}\text{C}$, 压力为常压, 下洗气流温度为常温, 速度范围为 $4.4\sim 11\text{ m/s}$ 。结果表明, 模型出口排气温度随着主喷管流量增加而线性增加, 引射系数随着下洗气流速度增加而减小, 出口排气温度随下洗气流增加时有一个峰值, 增加下洗气流速度有助于降低外套壁温。实验发现外套出口和混合管之间夹层存在气流倒流现象, 倒流平均速度随着主喷管流量和下洗气流速度增加而增加。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 直升机; 红外抑制; 下洗气流; 主喷管; 混合管

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Experimental investigation of exit temperatures of a infrared suppressor model

ZHU Ying, HUANG Yong

(School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: An experiment was conducted to study the influences of airflow parameters on exit temperatures of an infrared suppressor model. The temperature of the main flow was about $610\text{ }^{\circ}\text{C}$ and the pressure of the main flow was atmospheric pressure. The downwash flow velocity ranged from 4.4 to 11 m/s . The temperature of downwash flow was atmospheric temperature. The results show that, the exhaust flow temperature grows linearly with the increase of the main nozzle flux. The entrainment coefficient decreases with the increase of the downwash flow. With the increase of the downwash flow velocity, the exhaust temperature has a peak value the exhausting duct temperature decreases with the increase of the downwash flow velocity. The averaged gas velocity of flowing backward between the exhausting duct and the mixture tube increases with the rise of the main nozzle flux and the downwash flow velocity.

Key words: aerospace propulsion system; helicopter; infrared suppression; downwash flow; main nozzle; mixture tube

在战场上, 直升机的红外隐身性能是其生存能力和战斗能力的重要指标。鉴于此, 国外很早就开展了直升机发动机出口强化气流混合的红外抑制器研究, 第一代套管式红外抑制器^[1], 第二代为波瓣式红外抑制器^[2,3], 而旋翼下洗气流和主喷管流量等气流参数对发动机红外抑制效果也有重要影响。

已有的研究中, 有用数值计算的方法研究旋翼下洗气流对发动机喷流的影响^[4,5], 也有实验研究旋翼下洗气流对模型红外抑制的影响^[6], 不过缺少关于在受限喷管结构下, 主喷管流量对发动机红外抑制影响的研究。

本文对不同主喷管流量下的出口排气温度进行了测量, 得出了出口排气温度随主喷管流量变

收稿日期: 2006-06-21; 修订日期: 2007-04-24

作者简介: 朱英(1981), 男, 湖北荆州人, 博士生, 主要从事航空发动机燃烧的研究。

化的规律, 以及下洗气流速度对引射系数、出口排气温度以及外套壁面温度的影响规律, 而根据红外辐射理论^[7]和前人的实验结果^[8-9], 出口排气温度和壁面温度的高低直接影响红外辐射信号的大小, 本文正是通过对实验结果中出口排气温度和外套壁面温度的变化, 来研究试验中的发动机模型的红外抑制效果.

1 实验装置系统

实验是在北京航空航天大学热动力工程研究所的红外隐身实验台上进行的, 如图 1 所示. 该系统主要由供气系统、供油系统、测试系统、模拟旋翼下洗气流的风机系统及试验件等五部分组成. 实验台详细介绍见参考文献[10].

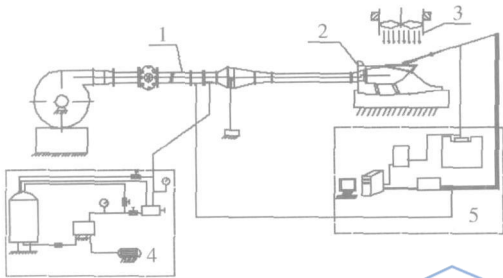


图 1 实验系统示意图

Fig.1 Schematics of experimental setups

图 2 所示为发动机模型主喷管及混合管、外套位置示意图, 由图中可以看出, 主喷管后面接一段混合管, 通过其和主喷管之间的间隙, 引射冷气与主喷管该高温气体掺混, 从而降低气流温度. 定义引射次流流量与主喷管流量之比为引射系数. 混合管末端套一个外套, 将温度较高的混合管包住从而减少红外辐射, 出口上方是风机模拟旋翼从上到下的下洗气流. 图 3 是混合管与外套的安装图, 定义迎着出口方向, 左手边外套为左侧外套, 右手边外套为右侧外套, 在左右两侧外套壁面上各安装有 12 个温度测点.

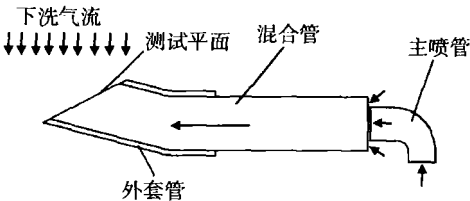


图 2 主喷管和混合管、外套位置示意图

Fig.2 Sketch of the test model

出口测试截面的压力场和温度场由一支测点间距为 15.6 mm 的 12 点测压测温耙, 沿出口截

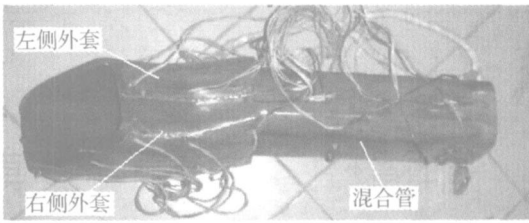


图 3 混合管及外套示意图

Fig.3 Mixer tube and coat duct

面通过位移机构按步长 5 mm 逐点测得. 根据出口气流方向, 测量耙的压力探针与混合管出口气流方向一致. 外套出口尺寸约为 180 mm × 140 mm, 测试网格精度为 7.8 mm × 5 mm. 测试截面示意图见图 4.

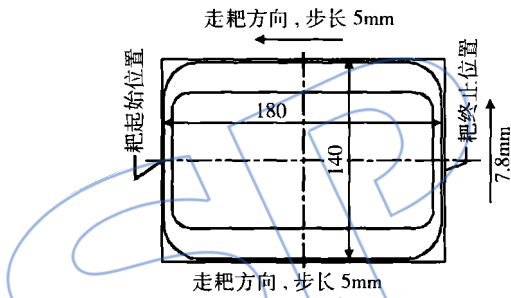


图 4 测试截面示意图

Fig.4 Sketch of the test plane

2 结果及讨论

2.1 出口流场分析

取主喷管流量 0.55 kg/s, 旋翼下洗气流速度 11 m/s 时的状态为基准状态, 根据测温测压耙测得基准状态下外套出口速度场和温度场如图 5 和

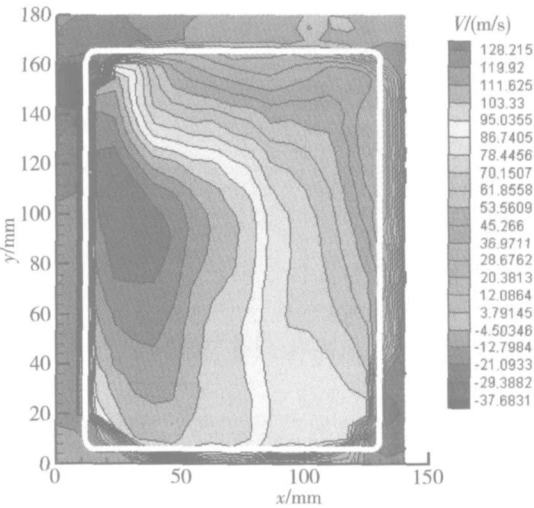


图 5 基准状态下出口截面速度分布

Fig.5 Exhaust velocity on the test plane of baseline

图 6 所示,其中 $y = 0$ 位置为测试靶初始位置, x 方向为测试靶上测点分布方向.

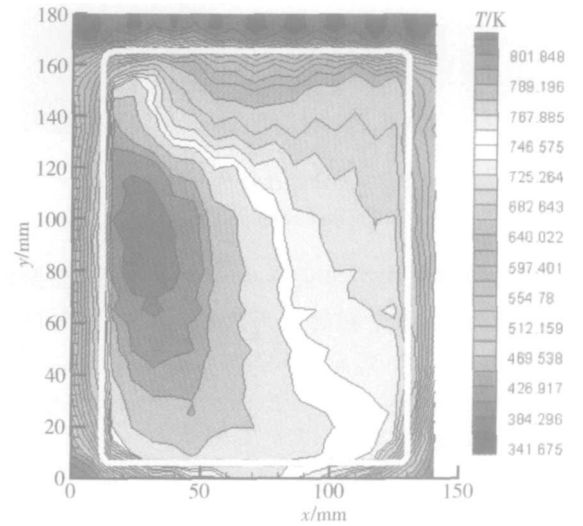


图 6 基准状态下出口截面温度分布
Fig. 6 Exhaust temperature on the test plane of baseline

由图中可以看出,速度分布和温度分布形状很近似,高温高速区集中在图中靠左边的位置,这是由于混合管末端不是沿着主喷管出口气流方向,而是朝外侧有一个拐角,这样由于气流惯性,使得高速气流区在速度分布图中偏左的区域,而高温区也相应的分布在出口截面偏左的区域.

定义图 2 中混合管内气流的速度方向为正,则由图 5 的速度分布图可以看出,中间速度为正的(白色方框内)是混合管出口气流区域,而在白色方框外的区域内出口气流速度为负值,这是由于出口上方下洗气流的作用,使得混合管出口以外的区域都会有气流沿着混合管内气流的反方向流动,称之为倒流.本文后面的内容会研究外套与混合管之间的夹层中的倒流现象.

2.2 主喷管流量对出口排气温度的影响

通过对三种不同主喷管流量下出口气流温度的测量,研究主喷管流量对出口气流红外辐射的影响.实验中,研究了三种主喷管流量: 0.374, 0.44, 0.55 kg/s, 主喷管气流流速为亚声速,均在马赫数 0.2 以下,旋翼下洗气流速度 11 m/s 不变.

根据出口气流最高温度和平均温度的测量,得出两者和主喷管流量之间的关系曲线如图 7 和图 8 所示.可以看出,随着主喷管流量的增加,出口气流最高温度和平均温度都会升高.根据实验点,拟合成直线之后,拟合公式如下:

$$T_{\max} = 779.7 + 66.2 \dot{m}$$

$$T_{\text{aver}} = 677.4 + 117.3 \dot{m}$$

其中 $T_{\max}$ 是最高气流温度, T_{aver} 是平均气流温度, $\dot{m}$ 是主喷管流量. 计算最高气流温度和平均气流温度的实验点同拟合直线之间最大相对误差分别为: 2% 和 0.02%, 也就是说,出口气流最高温度和平均温度与主喷管流量之间几乎为线性增长关系.

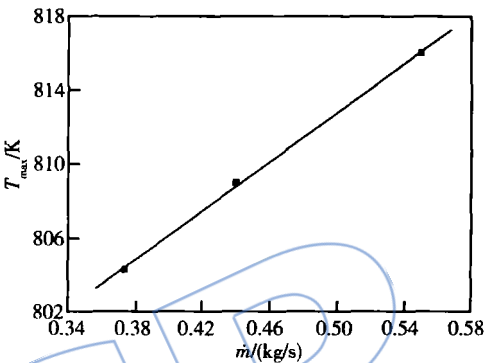


图 7 出口气流最高温度和主喷管流量之间关系
Fig. 7 Variation of maximum exhaust temperature with main flux

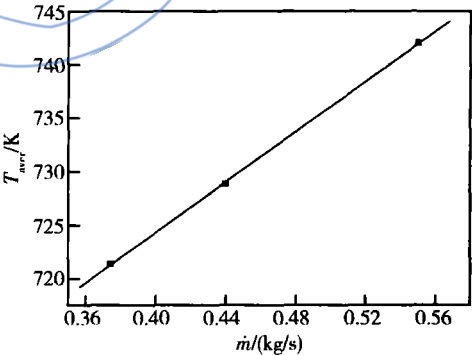


图 8 出口气流平均温度和主喷管流量之间关系
Fig. 8 Variation of averaged exhaust temperature with main flux

需要说明的是这两个拟合公式仅仅适用于本试验中所用的结构的发动机模型, 如果要得到适用性更普遍的拟合公式, 还需要针对其他结构的模型进行实验研究.

2.3 旋翼下洗气流对出口排气温度和外套壁温的影响

通过对三种不同旋翼下洗气流速度下出口气流温度的测量,研究下洗气流对发动机模型红外抑制效果的影响.实验中,研究了三种下洗气流速度 V_d 分别为 4.4, 7.6, 11 m/s 时出口排气温度和

外套壁温的变化, 其中主喷管流量为 0.55 kg/s 不变.

图 9 所示为混合管引射系数 C 与下洗气流速度之间的变化关系, 由图中可以看出, 随着下洗气流速度的增加, 引射系数逐渐减小. 这是由于下洗气流的加强, 会阻碍出口向上排气, 进而阻碍了排气所产生的引射.

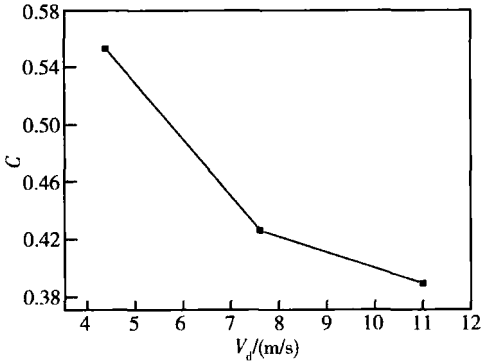


图 9 引射系数与下洗气流之间关系
Fig. 9 Variation of entrainment coefficient with downwash flow velocity

图 10 和图 11 分别为出口气流最高温度与平均温度随下洗气流速度的变化关系, 由图中可以看出, 出口气流最高温度和平均温度并不随着下洗气流速度单调变化, 存在一个下洗气流速度, 使得排气温度最高. 分析其原因, 一方面, 下洗气流带来的冷空气与出口高温气流掺混之后降低了排气温度, 另一方面, 下洗气流又会导致引射系数的降低而削弱混合管引射作用, 两种因素相互作用, 使得下洗气流在较低速度(如图中 4.4 m/s)和较高速度(如图中 11 m/s)时, 出口排气温度比较低, 而在下洗气流速度为这之间某一个值的时候, 出口排气温度最高, 此时的出口气流红外辐射最大.

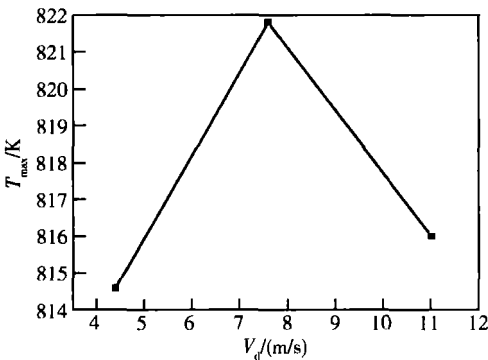


图 10 出口气流最高温度和下洗气流之间关系
Fig. 10 Variation of maximum exhaust temperature with downwash flow velocity

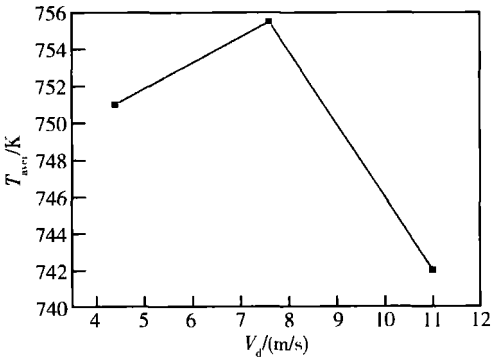


图 11 出口气流平均温度和下洗气流之间关系
Fig. 11 Variation of averaged exhaust temperature with downwash flow velocity

由出口气流温度分布看出高温区在偏左的区域, 对应的左右两侧外套的壁温为左侧高, 右侧低. 将左侧外套的 12 个测点温度的平均值作为左侧外套特征温度 T_1 , 将右侧外套的 12 个测点温度的平均值作为右侧外套特征温度 T_2 , 图 12 和图 13 分别为左右两侧外套特征温度同下洗气流变化关系. 由图中可以看出, 左侧外套特征温度随着下洗气流速度增加而降低, 而右侧外套特征温度则先略微升高, 然后再降低. 由于下洗气流速度的加大, 下气低温空气流量增大, 对外套起到的冷却效果更好, 而这对于红外抑制来说是有利的, 所以增加下洗气流速度, 本文直升机发动机模型的壁面红外辐射会降低.

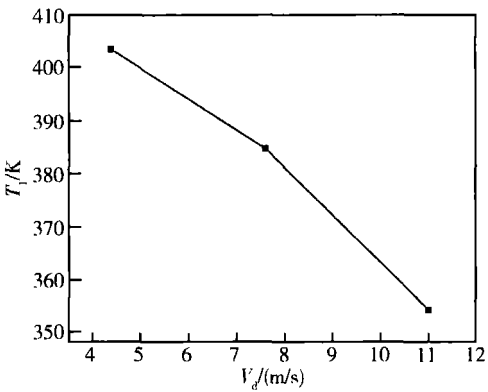


图 12 左侧外套特征温度和下洗气流之间关系
Fig. 12 Variation of characteristic temperature of left coat with downwash flow velocity

2.4 实验参数对外套出口倒流的影响

由于下洗气流的存在, 外套与混合管之间夹层区域内, 测得的气流速度为负值, 即方向与混合管出口气流方向相反, 也就是外套与混合管夹层之间会出现气流倒流现象. 图 14 和图 15 是倒流

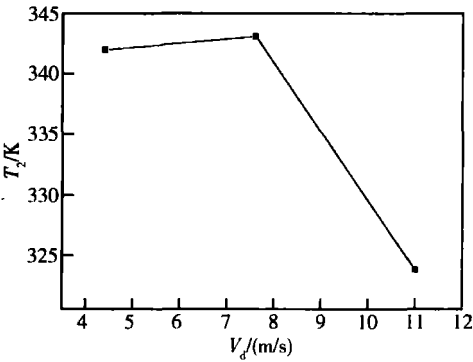


图 13 右侧外套特征温度和下洗气流之间关系
Fig. 13 Variation of characteristic temperature of right coat with downwash flow velocity

气流平均速度 V_b 与主喷管流量、下洗气流速度的关系, 其中 V_b 采用几何平均方法求得. 由图中可以看出, 外套出口气流倒流平均速度随着主喷管流量增加而增加, 而且其随着下洗气流速度增加也会增加, 气流倒流平均速度随下洗气流增加更快一些.

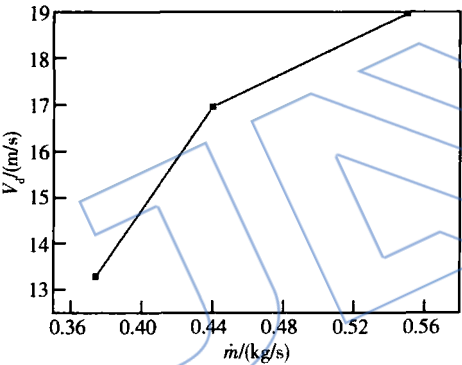


图 14 倒流平均速度和主喷管流量关系
Fig. 14 Variation of averaged flow backward velocity with main flux

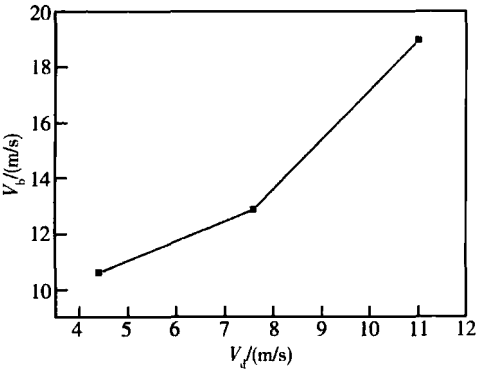


图 15 倒流平均速度和下洗气流关系
Fig. 15 Variation of averaged flow backward velocity with downwash flow velocity

3 结 论

- (1) 在其他参数不变的情况下, 模型出口气流平均温度和最高温度随着主喷管流量的增加而线性增加.
- (2) 在其他参数不变的情况下, 随着下洗气流速度的增加, 引射系数逐渐减小.
- (3) 出口气流最高温度和平均温度随着下洗气流速度不是单调变化, 存在一个下洗气流速度, 使得出口排气温度最高.
- (4) 外套壁温随着下洗气流速度的增加而降低.
- (5) 外套出口气流倒流平均速度随着主喷管流量增加而增加, 出口倒流平均速度也随着下洗气流加强而增加.

参考文献:

[1] Picasso B D, Ottomeyer J D, Haworth L A, et al. Preliminary airworthiness evaluation of the UH-1H with hot metal plus plume infrared suppressor and infrared jammer [R]. AD Report, A 110213, 1981.

[2] Skebe S A, McCormick D C. Parameter effects on Mixer-Ejector pumping performance[R]. AIAA Paper AIAA-88-0188, 1988.

[3] 路玉霞, 吴寿生, 魏福清, 等. 速度比对波瓣混合器混合气动性能的影响[J]. 航空动力学报, 2002, 17(1): 53-57. LU Yuxia, WU Shousheng, WEI Fuqing, et al. Aerodynamic performance of lobed mixers at different velocity ratios[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(1): 53-57.

[4] 徐国华, 招启军. 直升机旋翼计算流体力学的研究进展[J]. 南京航空航天大学学报, 2003, 35(3): 338-344. XU Guohua, ZHAO Qijun. Advances in computational fluid dynamics of helicopter rotor[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 35(3): 338-344.

[5] 苏媛, 王吉飞, 曹义华. 旋翼洗流对发动机喷流影响的计算分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2001, 27(3): 297-300. SU Yuan, WANG Jifei, CAO Yihua. Effect s of rotor downwash on engine jet[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2001, 27(3): 297-300.

[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): 772-776. 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): 772-776.

[7] 杨世铭, 陶文铨. 传热学[M]. 北京: 高等教育出版社, 1998. YANG Shiming, TAO Wenquan. Heat Transfer[M]. Beijing: Higher Education Press, 1998.

[8] 张靖周, 李立国, 高潮, 等. 波瓣喷管红外抑制系统的实验研究[J]. 航空动力学报, 1997, 12(2): 212-214.
ZHANG Jingzhou, LI Ligu, GAO Chao, et al. An experimental study on a lobed nozzle of an infrared suppression system[J]. Journal of Aerospace Power, 1997, 12(2): 212-214.

[9] 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(2): 125-129.
ZHANG Jingzhou, LI Ligu, GAO Chao. Model experiments of infrared suppressor for helicopter exhaust system [J]. J. Infrared Millimeter Waves, 2005, 24(2): 125-129.

[10] 路玉霞, 吴寿生, 黄勇. 红外抑制器地面模拟试验研究[R]. 景德镇: 602 所科研报告, KT-013, 2002.

