

小突片红外抑制效应的实验研究^{*}

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主喷管流速为亚声速, 温度 610℃左右, 下洗气流速度 11m/s 位于主喷管出口的小突片的安装方式和尺寸对某型号直升机发动机出口红外隐身效果的影响, 实验用的混合管主喷管面积比为 1.5。结果表明, 和不装小突片时的基准状态相比, 安装四片小突片时出口最高气流温度和平均气流温度分别降低 2.3% 和 1%, 主喷管总压升高 0.44%。而增加小突片的尺寸, 对红外抑制效果有所改进, 不过总压损失会增大。

关键词: 直升机; 红外抑制; 小突片⁺; 强化混合⁺; 射流喷管

中图分类号: V231.2 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2007) 04-0413-05

Experiment on infrared suppression with small tabs

ZHU Ying HUANG Yong

(Coll. of Energy and Power Engineering, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract An experiment is conducted to study the infrared suppression effects of the small tabs which are fixed on the exit of a model infrared suppressor for helicopter. The main flow velocity is subsonic and temperature of the main flow is about 610℃. The downwash flow velocity is about 11 m/s. The area ratio of the mixer inlet to main nozzle exit is about 1.5. The results show that by comparison with the baseline structure without tabs, the highest and the averaged exhaust temperatures at the exit decrease by 2.3% and 1%, respectively, and the total pressure of the main nozzle increase by 0.44%, when four tabs are fixed. By increasing the size of the tabs the infrared suppression effect is improved but the total pressure loss is increased.

Key words Helicopter; Infrared suppression; Small tabs⁺; Mixing enhancement⁺; Jet nozzle

1 引 言

随着红外制导导弹的发展, 航空发动机的红外隐身性能成为了军用飞机生存能力和战斗能力的重要指标。有鉴于此, 国外早在 30 多年前就开展了航空发动机红外抑制器的研究, 第一代套管式红外抑制器^[1], 第二代波瓣式红外抑制器^[2,3], 而利用尾喷管出口安装小突片后诱发的流向涡^[4]来强化冷热气流混合从而降低出口排气温度, 是一种新型有效的抑制红外辐射的方法。

最早发现小突片能使流场变形从而强化射流混合的是 Bradshaw 和 Khadem^[5], 由于其结构简单、强化混合效果^[6]好等特点, 目前开展了很多关于利用小突片强化混合的红外抑制器的研究。已有的关于

小突片红外抑制器的研究中, 对收敛喷管^[7,8]和收扩喷管^[9,10]加装小突片之后的红外抑制性能等作了大量实验分析, 取得了很多极有实用意义的结果, 不过缺少关于在受限结构的喷管安装小突片后对红外抑制效果影响的研究。

本文对一个混合管进口和喷管出口面积比仅为 1.5 的受限结构的模型进行了实验研究, 通过测量出口流场温度分析这种特定结构的喷管出口安装小突片后的强化混合效果, 并得出了小突片安装方式和尺寸对红外抑制效果的影响规律。

2 实验装置与测量方法

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试验台上进行的, 如图 1 所示。该系统主

^{*} 收稿日期: 2006-05-27; 修订日期: 2007-02-07。

作者简介: 朱 英 (1981-), 男, 博士生, 研究领域为航空发动机燃烧。Email: zhuying1999@sjp.buaa.edu.cn

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。

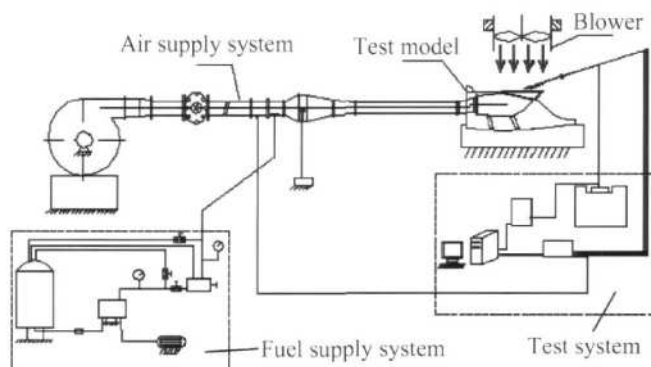


Fig 1 Schematic of experimental setups

供气系统由一台 18.5 kW 的电机带动一个离心式鼓风机供气,其最大空气流量为 $3\ 865\ \text{m}^3/\text{h}$ 最大压头为 $9\ 265\ \text{Pa}$ 经加热器后温度可以达到 $610\ ^\circ\text{C}$ 左右。采用风机模拟旋翼下洗气流,风机下游 480 mm 位置处下洗气流速度为 $11\ \text{m/s}$ 。试验配备了两套测试系统,一套经传感器、放大器后,接 A/D 转换器,送入计算机自动采集处理;另一套直接接到 U 型压力计和温度指示器上。自动采集系统主要由一块 12 位 32 路光电隔离 A/D 转换板(转换时间 $10\ \mu\text{s}$ 单通道采集速率为 $100\ \text{kHz}$ 总误差小于 2%),4 块 8 路小信号调理放大板,压力测量采用 AM5310DC B 型恒流供电带温度补偿的精密型固态压力传感器,其精度为 0.25%,温度测量采用的是 K 型热电偶温度传感器,在本文测量温度范围内 ($0\sim 800\ ^\circ\text{C}$) 其精度为 0.4%,此外,为了减少压力和温度测量的脉动误差,实验采集的时候每个测量参数取 5 s 内相邻的 10 个采集数据的平均值。

图 2 为本文试验模型的主喷管、混合管和外套的结构示意图,从图中可以看出,混合管位于主喷管出口处,通过其与主喷管之间的间隙,引射冷气与主流气体掺混降低主流温度,混合管的进口面积与主喷管出口面积比为 1.5 明显比典型的引射混合面积比要小。主喷管出口为 $130\ \text{mm} \times 105\ \text{mm}$ 的矩形。混合管出口套上一段外套管,出口上方是风机模拟旋翼从下到上的下洗气流。

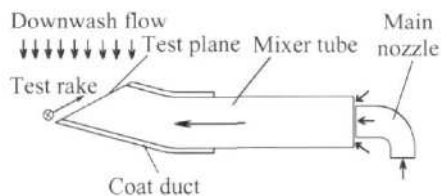


Fig 2 Schematic of the test model

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 测温耙沿出口截面通过移位机构移位测得。图 3 所示为测试截面示意图,图中虚线所示为外套和混合管出口,实验测试区域为 180×140.4 (单位: mm),网格精度为 5×7.8 (单位: mm),测试耙起始位置为图中 $y = 0$ 处,终止位置为 $y = 180\ \text{mm}$ 处。

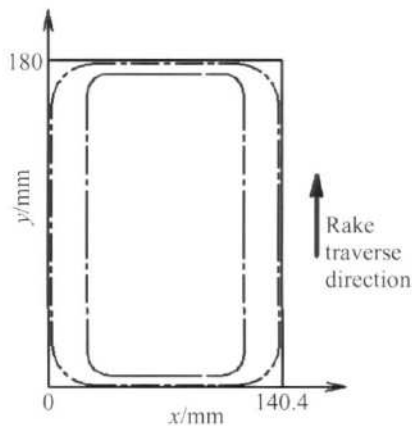


Fig 3 Schematic of the test plane

图 4 是安装小突片之后的主喷管出口照片,小突片安装位置为主喷管出口四边的中间位置处。图中安装方式为左右安装,此外还有上下安装、四片安装、以及无小突片,共四种不同的安装方式。



Fig 4 Tabs fixed on the exit of main nozzle

图 5 为三种不同尺寸的小突片(本文称为小号、中号、大号),形状均为等腰三角形,底边长分别为: 20 mm, 27 mm, 36 mm, 高分别为: 18 mm, 25 mm, 30 mm。

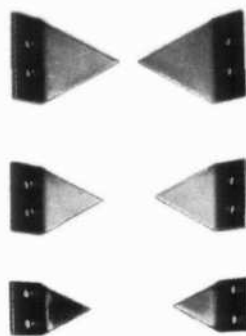


Fig 5 Three different size of tabs

图 6 是混合管与外套的实物图, 分布于混合管壁面、外套壁面的温度在测试时被分为 3 组, 实验时, 利用采集系统, 分别测得混合管壁面、外套壁面各处位置的温度。因为混合管是包在机身舱内, 只有外套部分露出舱外, 所以混合管壁面温度仅作参考。而关于外套壁温的测量结果显示, 不同小突片安装方式状态下的外套壁温基本不会有太大变化, 考虑到外套壁温直接暴露在周围大气环境中, 受下洗气流速度影响更大一些, 对于下洗气流速度对外套壁温影响的研究, 将在另外的文章中做出详细说明, 本文不再另作讨论。



Fig 6 Mixer tube and coat duct

3 实验结果与讨论

3.1 小突片安装方式的影响

首先选取小号尺寸小突片, 采取四种方案, 即: 四片安装 (Four tabs 缩写为 F)、两片上下安装 (Two tabs fixed vertically 缩写为 V)、两片左右安装 (Two tabs fixed horizontally 缩写为 H)、无小突片 (定义无小突片的状态为基准状态 Baseline installation 缩写为 B) 四种安装方案, 根据测量的引射系数、出口排气温度和总压损失, 分析不同安装方式对于红外抑制效果以及总压损失的影响。

定义引射系数为混合管和主喷管之间引射的次流流量与主喷管流量之比; 总压损失为主喷管总压和环境压力 (即一个大气压) 的压差。出口测试截面的平均温度是将所有测试网格点的温度采用流量加权平均后得到的。

图 7 所示为四种安装方式下的出口气流最高温度和平均温度, 可以看出安装四片小突片时出口气流最高温度最低, 基准状态下出口气流最高温度最高, 而安装上下和左右小突片介于两者之间。出口气流平均温度亦是如此。安装四片小突片和基准状态相比, 出口气流最高温度和平均温度分别降低 2.3% 和 1%, 根据辐射强度和温度的 4 次幂指数关系, 估算出安装四片小突片之后出口排气辐射强度比基准状态降低了 4.1%, 而文献 [4] 中提到的关于辐射强度随温度变化的指数比 4 还要高, 所以实际辐射强度降低百分比会更大些。也就是说, 在这种受限结构的喷管

出口安装小突片, 对于出口气流的红外辐射的抑制是有一定效果的。

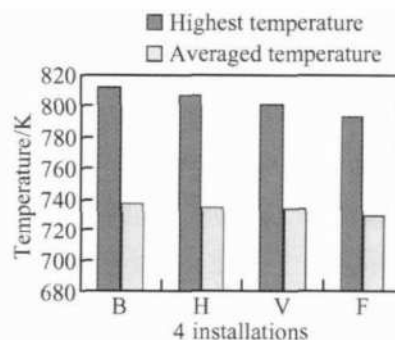


Fig 7 Exhaust temperature for 4 installations

同样, 估算上下安装和左右安装状态的排气红外辐射强度比基准状态降低百分比分别为 1.9% 和 1.3%, 可以看出安装四片小突片相比基准状态对排气辐射强度的降低最大。

图 8 和图 9 所示分别为基准状态出口气流最高温度点 (坐标 $x = 31.2 \text{ mm}$, $y = 80 \text{ mm}$) 所在 x 向和 y 向的温度分布图, 由图中可以看出, 在 x 向和 y 向都是靠近中间的排气温度高, 靠近两边的排气温度低, 由于喷管出口上游的不规则弯曲, 使得出口排气温度最高点也不是在正中间位置, 而是存在一个偏移。

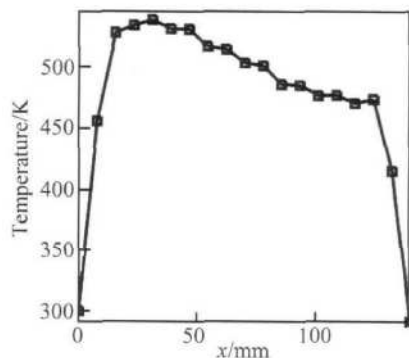


Fig 8 Temperature distribution at $y = 80 \text{ mm}$ with baseline installation

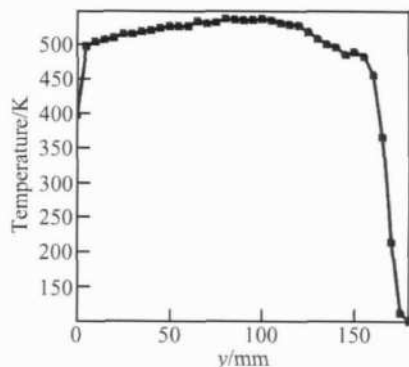


Fig 9 Temperature distribution at $x = 31.2 \text{ mm}$ with baseline installation

而不同小突片安装方式下出口排气温度分布规律大致类似,只是出口排气最高温度的位置纵坐标会发生变化,而横坐标不变。左右安装小突片时,出口排气最高温度位置纵坐标上移至 105 mm 处,上下安装小突片时,出口排气最高温度位置纵坐标下移至 70 mm 处,安装四片小突片时,出口排气最高温度位置纵坐标上移至 95 mm 处。不同安装方式下的最高温度点纵坐标会发生变化,原因是主喷管出口速度分布不均匀,所以不同小突片安装方式下的最高温度点位置会有所变化。

图 10所示为四种安装方式下的总压损失,从图中可以看出,安装四片小突片时的总压损失最大;安装左右小突片状态下的总压损失高于安装上下小突片时的总压损失,分析其原因是由于上游主喷管存在的不规则弯曲,使得主喷管出口平面的速度分布不均匀,靠近左右壁面附近附面层较薄,而在左右两侧安装小突片之后对总压影响较大,造成的总压损失也比安装上下小突片时大;而基准状态无小突片时总压损失最小。

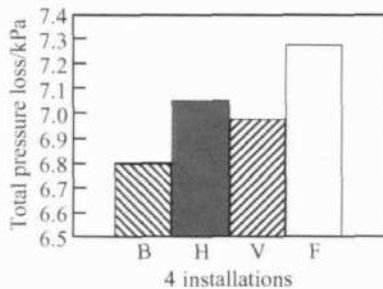


Fig 10 Total pressure loss for 4 installations

为了估算和基准状态相比总压升高造成的功率损失,换算主喷管总压升高百分比,对于安装四片小突片相比基准状态,主喷管总压升高了约 0.44%,根据工程热力学循环功

$$W = \frac{kR}{k-1} \left| T_3^* \left| 1 - \frac{1}{\pi_r^{\frac{k-1}{k}}} \right| - T_1^* \right| \pi_c^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right|$$

式中 T_3^* 为涡轮前温度, π_r 为涡轮压比, T_1^* 为大气环境温度, π_c 为压气机压比,当主喷管总压升高时, π_r 减小,循环功减小,发动机功率减小,所以安装四片小突片之后主喷管总压升高,会造成功率损失,估算引起的发动机功率损失约为 0.17%。

同理,估算相比基准状态,安装上下小突片之后主喷管总压升高 0.17%,造成的功率损失百分比为 0.068%;安装左右小突片之后主喷管总压升高 0.24%,造成的功率损失为 0.096%。结合前面估算

的对比基准状态,装小突片之后的排气辐射强度降低百分比,发现安装上下小突片状态下,排气辐射强度降低百分比和功率损失百分比的比值最大,也就是说,采用上下安装方式,可以在同样功率损失的条件下,使得出口排气辐射强度降低最多,为最佳方案。

图 11所示为四种安装方式下的混合管引射系数,可以看出,安装四片小突片状态下引射系数最大,而安装左右小突片的引射系数也比较大,接近安装四片小突片的状态下的引射系数。安装上下小突片状态的引射系数介于安装左右小突片和基准状态之间。同样是安装两片小突片,左右安装小突片状态下引射系数明显高于上下安装小突片的引射系数,分析其原因,是由于主喷管出口平面的速度在上下方向分布很不均匀,附面层厚度的增加使得安装上下小突片时对气流的引射作用降低,导致了其引射系数比安装左右小突片时低。

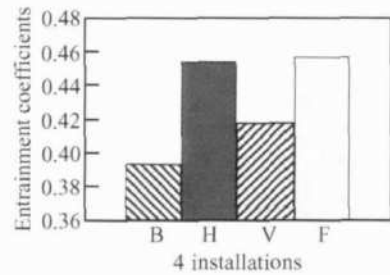


Fig 11 Entrainment coefficients for 4 installations

3.2 小突片尺寸的影响

选取左右安装方式,换用三种不同尺寸的小突片,根据测量的出口排气的平均温度和最高温度以及总压损失的变化,来分析小突片尺寸的变化对红外抑制效果以及总压损失的影响。

用小突片底边长 L 的变化表示小突片尺寸变化,基准状态无小突片时取 $L = 0$ 图 12和图 13所示分别为不同小突片尺寸下的平均温度和最高温度。由图中可以看出,随着小突片的尺寸增加,出口气流平均温度和最高温度呈降低趋势。相对于基准状态,从小号到大号小突片安装状态下的出口排气平均温度的降低百分比分别为 0.33%, 0.18% 和 0.39%,出口排气最高温度的降低百分比分别为 0.69%, 0.79% 和 1.2%。估算安装小号到大号小突片之后,相比基准状态的排气辐射强度降低百分比分别为: 1.3%, 0.7% 和 1.6%。

图 14所示为不同小突片尺寸下的总压损失,从图中可以看出,随着小突片尺寸的增加,总压损失呈

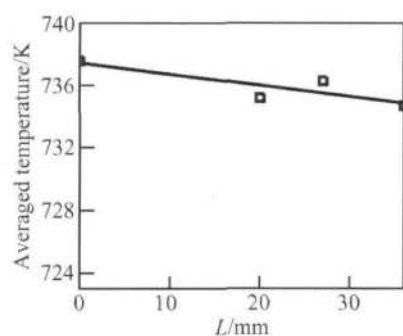


Fig 12 Variation of averaged exhaust temperature with tab size

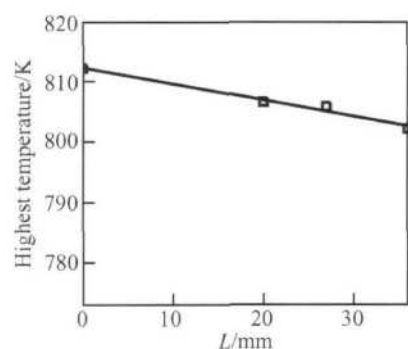


Fig 13 Variation of highest exhaust temperature with tab size

逐渐增大趋势。相比于基准状态,从小号到大号小突片安装状态下的主喷管总压升高百分比分别为 0.24%, 0.56% 和 0.63%, 造成的功率损失百分比分别为 0.096%, 0.22% 和 0.25%。可以看出,加大小突片尺寸,主喷管总压升高而引起的功率损失会迅速增加。

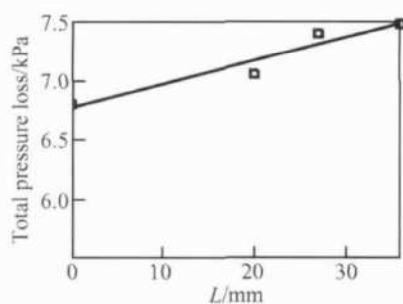


Fig 14 Variation of total pressure loss with tab size

由此可以得出结论,增大小突片尺寸,虽然红外辐射抑制效果会更好,不过总压损失迅速增加,从而使得发动机功率损失也增大。

4 结 论

(1)安装小突片对出口排气红外抑制有明显的效果,安装四片小突片时相比不装小突片时可以降低辐射强度 4.1%,同时功率损失约为 0.17%。

(2)不同小突片安装方式中,安装上下小突片可以在同样功率损失的情况下,使得出口排气红外辐射强度降低幅度最大。

(3)增加小突片尺寸,出口排气红外辐射强度降低,同时功率损失也会增大。

参考文献:

- [1] Picasso B D, Ottmeyer 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]. ADA110213, 1981.
- [2] 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.
- [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.
- [4] 黄勇. 航空发动机燃烧喷流的红外抑制与 NO_x 排放评估研究 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 1999.
- [5] Bradshaw L J S, Khadem A H. The distortion of a jet by tabs [J]. *J Fluid Mech.*, 1975, 70(4): 801~813.
- [6] 黄勇, 吴健航, 吴寿生. 小突片强化混合研究 [J]. 推进技术, 1999, 20(5): 86~90 (HUANG Yong WU Jian-hang WU Shou-sheng Investigation on jet mixing enhancement by small tabs [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1999, 20(5): 86~90).
- [7] 黄勇, 郭志辉, 魏福清, 等. 小突片对热射流红外辐射的影响研究 [J]. 推进技术, 2001, 22(2): 122~125 (HUANG Yong GUO Zhi-hui WEI Fu-qing et al Effect of tabs fixed on a convergent nozzle to the infrared radiation of the exhausting hot jet [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2001, 22(2): 122~125).
- [8] 黄勇, 郭志辉, 魏福清, 等. 小突片对收敛喷管推力特性的影响研究 [J]. 北京航空航天大学学报, 2001, 27(6): 687~689.
- [9] 黄勇, 郭志辉, 魏福清, 等. 收扩喷管加小突片对尾喷流红外辐射的影响 [J]. 航空动力学报, 2001, 16(1): 19~22.
- [10] 左秀娟, 黄勇, 李永, 等. 喷管加装小突片强化射流混合的 PIV 测量 [J]. 推进技术, 2004, 25(1): 15~18 (ZUO Xiu-juan HUANG Yong LI Yong et al PIV measurements of the jet flows enhanced by tabs fixed on convergent-divergent (C-D) nozzles [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2004, 25(1): 15~18).

(编辑: 刘萝威)