

文章编号: 1000-8055(2008)07-1194-04

混合管出口掺混距离对气流温度的影响

唐正府, 张靖周, 单 勇

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 就弯曲混合管出口与模型出口之间相对距离的改变, 对一体化红外抑制器模型出口混合气流温度的影响进行了数值模拟和分析. 并通过实验, 对出口间距变化时模型壁面的红外辐射场进行了测量. 结果表明, 延长混合管出口与模型出口之间相对距离, 可以增加混合管热排气与冷却气流的掺混距离, 使模型出口混合气流温度峰值下降约 42%; 但同时会使模型壁面在 3~5 μm 波段和 8~14 μm 波段的红外辐射强度有所增加.

关 键 词: 红外辐射; 弯曲混合管; 一体化红外抑制器; 出口间距

中图分类号: V231.3; V211.3

文献标识码: A

Effect of relative space between mixing duct exits on the flow temperature

TANG Zheng-fu, ZHANG Jing-zhou, SHAN Yong

(College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: A numerical simulation and analysis of infrared radiation field of the integrative infrared suppressor model was performed to investigate the effects of space between the model exit and curved mixing duct exit, meanwhile the temperature field of the model exit was also obtained by numerical simulation. The results show that the mixing flow temperature of the model exit will decrease 42% by extending the distances between exits, because mixing hot exhaust with rotor downwash is enhanced greatly. At the same time, the infrared radiant intensity is increased slightly between 3~5 μm and 8~14 μm .

Key words: infrared radiation; curved mixing duct; integrative infrared suppressor; space between exits

武装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的主要探测和攻击目标. 为此迫切希望采取一定措施降低红外辐射, 提高武装直升机的生存能力. 使用红外抑制器是减少红外辐射的一个有效方法, 利用排气的动量引射环境空气来实施混合降温, 并将旋翼下洗气流引入模型内部强化混合降低红外辐射^[1-3]. 对于直升机而言不需要通过喷气产生推力, 可利用弯曲的

混合管使排气转向, 为了便于将排气系统与后机身进行一体化设计, 可将弯曲混合管埋入后机身内部遮挡发动机内部高温部件. 冷却空气通过后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^[4-5]. 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^[6-7]. 本文仿照这种结构设计模型并进行了数值模拟和实验研究, 由于混合管出口和模型出口相对距离对旋翼下洗和高温排气的充分混合影响很大, 也直接关系到一体化红外抑制器模型红外抑制效果的优劣, 因而着重对此进行了分析和研究.

1 计算域和边界条件

计算的物理模型按照与真实直升机尺寸 1: 3 的比例设计了后机身一体化红外抑制器缩比模型, 如图 1 所示. 模型上表面开口长 800 mm, 前端宽 70 mm, 后端渐缩, 呈梯形, 方便下洗气流的流入; 侧面模型出口长 840 mm, 宽 30 mm. 弯曲

混合管总长为 1 100 mm, 进口直径 100 mm, 出口狭长约有 760 mm 与进口成 90° 夹角偏转, 长宽比为 48: 1. 弯曲混合管埋入一体化红外抑制器模型内部并相对铅垂面偏转一定角度, 使其狭长出口正对侧面矩形开槽, 发动机高温排气从弯曲混合管中流出与从模型上表面流入的旋翼下洗气流掺混, 然后以一定的方向从模型侧面矩形出口排入大气, 这样设计可以减少高温排气对模型出口下壁面的热冲击.

计算时主流入口和下洗气流入口均采用速度进口边界, 引射气流入口和弯曲混合管出口采用压力边界条件^[7]. 根据实验状态边界条件设置为: 主流流量 0.4 kg/s, 温度 600 K; 下洗气流速度 15 m/s, 温度 300 K.

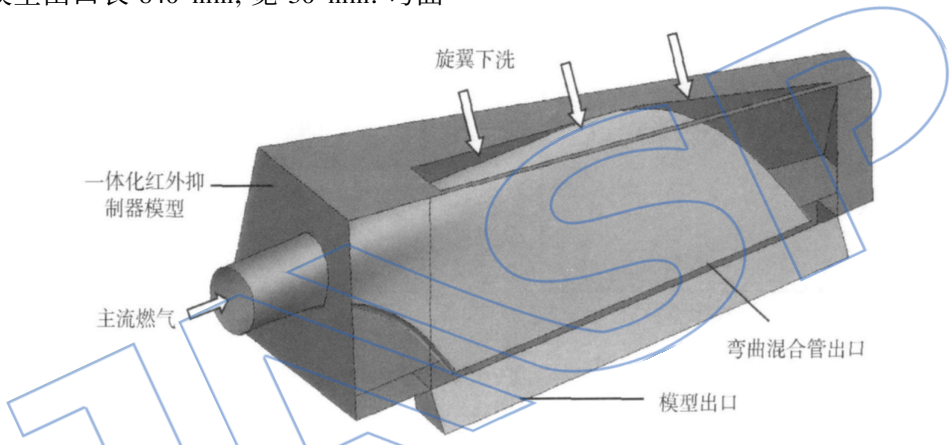


图 1 弯曲混合管和一体化红外抑制器模型结构示意图

Fig. 1 Scheme diagram of curved mixing duct and integrative infrared suppressor model

2 实验与测试系统

实验是在自制的燃烧实验台上进行的. 实验系统主要由主流气路系统、引射气路系统、燃油系统和实验模型、实验测试系统组成.

模拟旋翼下洗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转速, 改变鼓风机的流量, 从而改变旋翼下洗气流速度, 使其大致控制在 10 m/s 至 20 m/s 之间变化, 从而保证有充足稳定的冷却气流进入模型内部参与混合.

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 的探测介质是梯化钽, 探测波长范围主要在 8~ 14 μm; B 的探测介质是碲镉汞, 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.

3 结果与分析

3.1 计算结果与分析

原始模型弯曲混合管出口和模型出口距离非常接近, 热排气和进入模型内部的下洗冷却空气来不及混合便被排出. 将他们之间的间距拉大一种方法是保持模型出口位置不变, 将混合管出口抬高, 相当于沿气体流动反方向增加热排气与冷却空气的掺混距离; 另一种方法将模型出口下移, 使得模型出口与混合管出口相对距离变为原来的 2 倍、3 倍, 甚至 4 倍. 图 2 是将出口间距分别延长 2 倍、3 倍、4 倍以及反向延长 2 倍中间截面温度等值线分布与原始模型的比较, 从图中可以看出增大出口相对距离后, 模型出口核心气流温度逐

渐下降. 当延长 2 倍, 3 倍时模型出口温度峰值较原始模型分别下降了 16% 和 33%, 而延长到 4 倍时模型出口温度峰值只有原始模型的 58%. 由于只改变出口相对距离而其他参数均不作改变, 因而可以认为模型出口温度下降完全是由于混合管出口和模型出口相对距离延长, 使得热排气与冷

却流体的混合距离增加, 混合得更加充分的缘故. 另外随着出口相对距离的增加, 混合管高温热排气与下洗冷流的剧烈混合在延长段内就已经基本完成, 特别是延长 4 倍后到模型出口温度分布已经基本趋于均匀, 不再出现明显的温度梯度的变化.

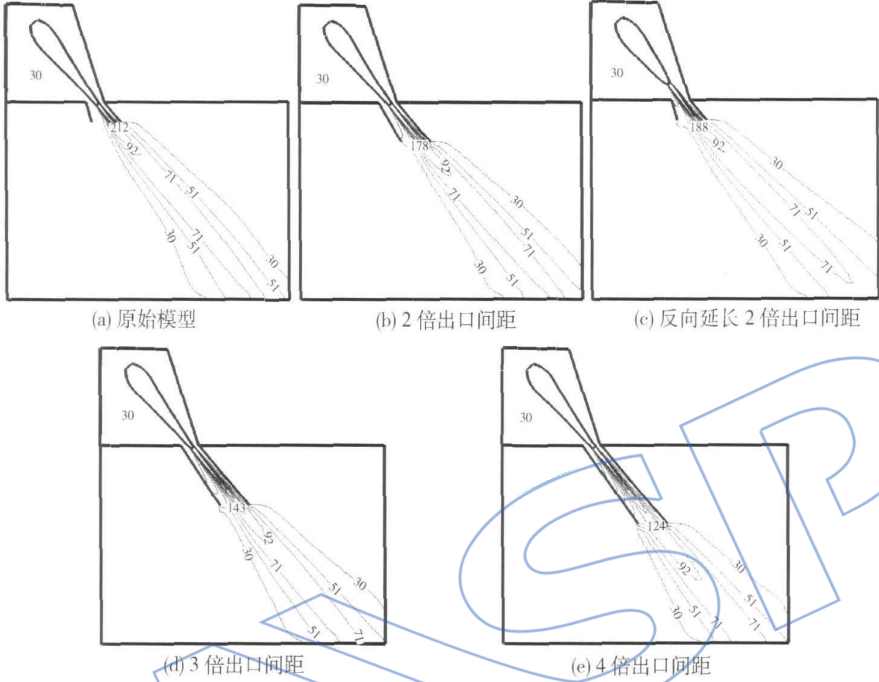


图 2 不同出口间距模型中间截面温度等值线分布(℃)

Fig. 2 Temperature contours of the middle section at different space between exits(℃)

图 3 是将模型出口与混合管出口相对距离诸般延长后模型出口温度比较结果. 其中 L 代表模型出口宽度, T_p 代表主流燃气初始温度, 从中间截面温度等值线图看去 $X/L = 0$ 表示模型出口内侧, $X/L = 1$ 表示模型出口外侧. 从图 3 中不难看出, 原始模型出口最高温度是最低温度的近 7 倍, 差异很大, 随着出口相对距离的增加, 温度曲线的峰值逐渐降低, 并且温度峰值的位置不断变化慢慢向 $X/L = 0.5$ 处移动, 由于混合管热排气与下洗冷流的混合距离逐渐延长, 混合也越来越充分, 使得模型出口两侧温度逐渐升高, 中间温度越来越低, 温度曲线的峰值被抹平, 出口温度分布逐渐趋向均匀. 将出口相对距离沿气流流动方向反向延长只使得模型出口的峰值温度向中心偏移, 而效果却与正向延长效果相同.

3.2 实验结果与分析

对计算中出口相对距离延长 2 倍的情况加工了实验件, 并对其红外特征进行了测量. 图 4 便是模型出口延长 2 倍与原始模型红外辐射强度实验

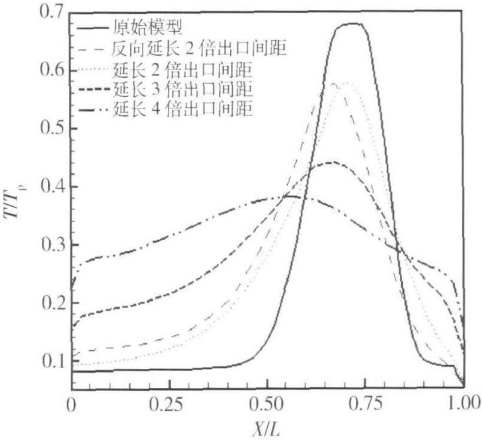


图 3 不同出口间距模型出口温度比较

Fig. 3 Comparison of temperature distribution at different space between exits

测试结果比较. 从图中分析可以看出, 随着下洗气流速度 v_{dw} 的增加模型的红外辐射强度逐渐减少, 并且无论在 $3\sim 5\mu m$ 波段和还是在 $8\sim 14\mu m$ 波段, 模型出口延长后模型壁面的红外辐射强度都要比原始模型的高, 这是因为从弯曲混合管流出

的热排气对模型出口梯形短舱的壁面辐射换热非常严重, 因而造成模型壁面在出口梯形短舱处形成一个局部高温区, 将模型出口相对距离延长, 使得这个高温区面积也大大增加, 模型壁面有效投影辐射面积也增加, 因而使得模型壁面的辐射强度也随之增加。

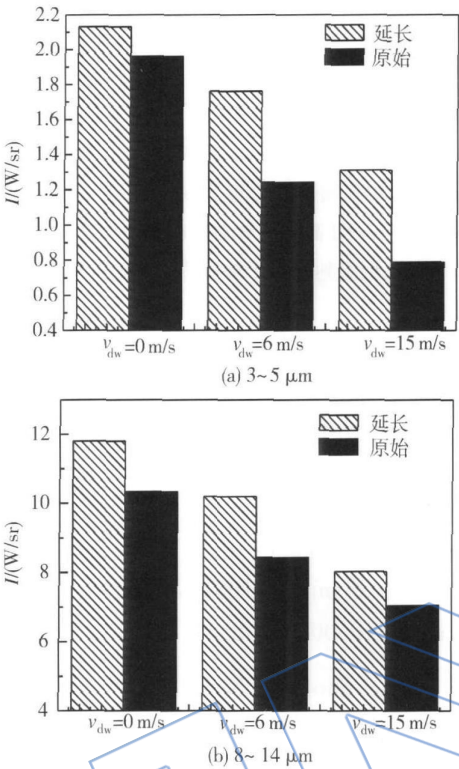


图 4 模型出口延长与原始模型红外辐射强度比较
Fig. 4 Comparison of infrared radiant intensity whether extending the space between exits

4 结 论

1) 由于混合管出口和模型出口距离非常接近, 热排气和旋翼下洗来不及混合便被排出, 因而延长混合管出口与模型出口之间距离, 可以增加混合管热排气与冷却气流的掺混距离, 使模型出口混合气流温度峰值下降约 42%。

2) 延长混合管出口与模型出口之间距离由于增加了高温区面积会使模型壁面在 3~ 5 μm 波段和 8~ 14 μm 波段的红外辐射强度均有所增加。

参考文献:

[1] Armand F, Amelio Y. Infrared suppression for a gas turbine engine: US, Patent 5699965[P]. 1997.

[2] Mark H, Walter M. Exhaust nozzle for suppressing infrared radiation: U.S. Patent 5992140[P]. 1999.

[3] 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 Liguang, GAO Chao. Model experiments of infrared suppressor for helicopter exhaust system [J]. Journal of Infrared and Millimeter Waves, 2005, 24 (2): 125-129. (in Chinese)

[4] Kanclebo S W. Boeing silorsky findings underscore RAH-66 stealth[R]. AW and ST, 1993, 22-23.

[5] 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. (in Chinese)

[6] 唐正府, 张靖周. 波瓣喷管-狭长出口弯曲混合管引射混合特性分析[J]. 航空动力学报, 2005, 20(6): 978-982. TANG Zhengfu, ZHANG Jingzhou. Investigation on ejecting and mixing characteristics of lobed nozzle with curved mixing duct and slot exit[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(6): 978-982. (in Chinese)

[7] 唐正府, 张靖周. 排气系统与机身一体化红外抑制器实验分析[J]. 航空动力学报, 2007, 22(2): 233-237. TANG Zhengfu, ZHANG Jingzhou. Experimental research on infrared suppressor integrating the exhaust system with the tail part of a helicopter[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(2): 233-237. (in Chinese)

[8] 单勇, 张靖周. 波瓣喷管引射混合器的数值研究与验证[J]. 推进技术, 2004, 25(4): 320-324. SHAN Yong, ZHANG Jingzhou. Numerical computation and examination of a lobed mixer ejector[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(4): 320-324. (in Chinese)