

混合管面积和位置对排气引射器性能的影响^{*}

王广振, 吴寿生, 王之珊, 魏福清

(北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100083)

摘要: 通过对一个轴对称波瓣主喷管与4种不同截面积的圆形混合管、并分别在不同轴向位置时的组合试验, 研究了混合管与主喷管截面积之比 A_m/A_p 及轴向间距 L_{mp} 对排气引射系统的引射系数、压力损失系数和气动性能综合参数等的影响。结果表明: 在试验范围内, A_m/A_p 增大, 系统的引射系数增大、综合气动性能改善; L_{mp} 增大, 系统的引射系数和压力损失系数也增大。对于不同范围, 压力损失系数增加的斜率不同, 总的趋势则是综合气动性能变坏。

关键词: 发动机喷管; 排气引射系统; 气动性能

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055(2000)04-0020-04

Effect of mixing tube area and position on performances for lobed ejector

WANG Guang-zhen, WU Shou-sheng, WANG Zhi-shan, WEI Fu-qing

(Coll. of Mechanical Engineering and Automatization, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Experimental research for four mixing tubes with different sectional area and different axial distance for a axisymmetric lobed nozzle was conducted to investigate the effect of area ratio A_m/A_p and axial distance L_{mp} between lobed nozzle and mixing tube on the aerodynamic performances for a lobed exhaust system. The results show that the pumping coefficient increase and synthetic aerodynamic performance of the system can be improved with the increase of A_m/A_p . The pumping coefficient and pressure loss coefficient of the system also increase with L_{mp} increase. The slope of pressure loss coefficient with L_{mp} change is different in different range, and the synthetic aerodynamic performance be worse with L_{mp} increase.

Key words: Engine nozzle; Exhaust ejector system; Aerodynamic performance

1 引言

由于波瓣强化混合结构增大了两股气流的混合面积, 增加了引射系数, 提高了混合效率, 缩短了混合距离^[1], 因此它在飞行器排气引射系统中得到了广泛地重视和应用。而在排气引射系统设计中, 混合管与主喷管面积比 A_m/A_p 和轴向间距 L_{mp} 是两个影响系统气动性能的重要匹配参数。Skebe 等^[2] 实验研究了两种二元波瓣形主喷管排气引射结构 A_m/A_p 对系统引射性能的影响, 胡晖^[3] 则对 13 种波瓣形排气引射组合系统进行了气动性能实验研究, 并给出了它们各自引射性能最佳的 L_{mp} 值。本文则针对一个轴对称 12 波瓣主喷管与圆形混合管相配的结构,

研究 A_m/A_p 和 L_{mp} 对排气引射系统的气动性能的影响。

2 试验设备和试验安排

试验是在北京航空航天大学的排气引射系统低速模拟试验台上进行的, 此试验台可以进行低速排气引射系统的冷态和热态试验, 试验装置及其测量系统见文献 [4]。

试验采用了一个出口截面积为 $6\,400\text{ mm}^2$ (当量直径为 90 mm) 的轴对称 12 波瓣主喷管, 波瓣出口宽度为 10.6 mm , 高度为 33.5 mm , 出口内外倾角均为 20° (见图 1)。4 个混合管 1, 2, 3, 4 都是直圆筒型, 它们的截面积 A_m 对主喷管出口截面积 A_p 之

* 收稿日期: 1999-07-10; 修订日期: 1999-10-27。

作者简介: 王广振 (1967—), 男, 博士生, 研究领域为航空发动机推力调节。

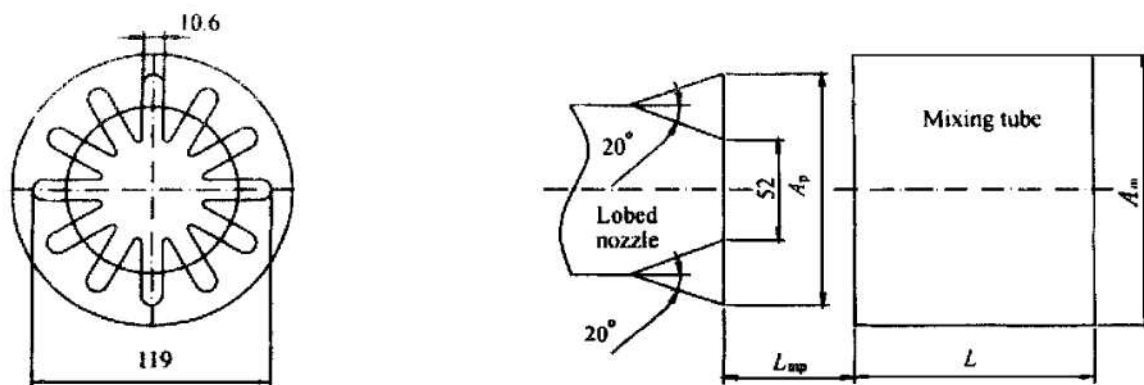


Fig. 1 Schematic of lobed nozzle exhaust ejector system used in experiment

比分别是: 2.5, 3.0, 3.5 和 4.0, 其长度 L 均为 270 mm。试验是在冷试情况下进行的, 具体安排如下: 首先对 4 个混合管与 12 波瓣主喷管相配、并分别在 3 个主喷管-混合管轴向间距 (即混合管位置) L_{mp} 下, 测量组合系统的引射系数、压力损失系数和混合管出口流场分布。轴向间距 L_{mp} (如图 1 所示) 的位置 1 为主喷管插入混合管内, $L_{mp} = -50$ mm; 位置 2 为主喷管出口与混合管入口齐平, 即 $L_{mp} = 0$ mm; 位置 3 为主喷管出口在混合管外面, 对应引射系数达到最大值处。根据文献 [3], 不同混合管的 L_{mp} 值应当不同, 混合管 1 取 $L_{mp} = +20$ mm, 混合管 2 取 $L_{mp} = +25$ mm, 混合管 3 和混合管 4 取 $L_{mp} = +50$ mm。然后, 在上述试验的基础上, 更细致地对系统的压力损失与 L_{mp} 之间的关系进行了试验研究。

3 试验结果和分析

试验结果见图 2~5。试验对比的气动性能是: (1) 引射系数 M^* 为被引射气流的质量流量 m_s 与主气流的质量流量 m_p 之比, 即 $M^* = m_s/m_p$; (2) 压力损失系数 ξ 为主气流在主喷管前的总压 p_{PT} 减去大气压 p_a 后与主喷管出口气流的动压头 $\rho_p V_p^2/2$ 之比, 即 $\xi = (p_{PT} - p_a) / (\rho_p V_p^2/2)$; (3) 气动性能综合参数 Ψ 为系统的压力损失 $p_{PT} - p_a$ 与混合管出口混合气流的动压头 $\rho_e V_e^2/2$ 之比, 即 $\Psi = (p_{PT} - p_a) / (\rho_e V_e^2/2) = \xi / ((1 + M^*)(1 + T^* M^*))$, 其中 T^* 为被引射气流与主气流的温度比。 Ψ 综合了引射系数和压力损失系数, Ψ 越小, 说明排气引射系统的综合气动性能越好。

图 2 是在 3 个不同混合管位置, 压力损失系数 ξ 与面积比 A_m/A_p 之间关系曲线。从图中可以看出,

在 3 个不同位置, ξ 的变化规律明显不同。在位置 1 ($L_{mp} = -50$ mm) 处, ξ 随 A_m/A_p 的增加呈明显下降的趋势; 在位置 2 ($L_{mp} = 0$ mm) 处, ξ 随 A_m/A_p 的增加变化不大; 在位置 3 ($L_{mp} > 0$, 假设的引射系数最大) 处, ξ 随 A_m/A_p 的增加呈上升趋势。实际试验时却出现在 $A_m/A_p = 3.5$ 处, ξ 最大 (图 2 虚线部分), 分析出现这个看来不协调的问题, 原来是在试验时选取混合管 3 和混合管 4 的位置 3 均为 $L_{mp} = +50$ mm 造成的。因为对于相同主喷管, 减小混合管面积, 即减小 A_m/A_p , 则达到最大引射系数的 L_{mp} 应当下降, 因此, 根据试验情况, $A_m/A_p = 3.5$ (混合管 3) 时, 其位置 3 应当在 30 mm~40 mm 之间。如果选为 $L_{mp} = +35$ mm, 根据图 3 的试验数据可找出相应的 ξ 值, 将此值代替原来的值, 则 ξ 随 A_m/A_p 增加而上升的特点就很明显了 (图 2 实线部分)。

图 3 则是不同混合管的压力损失系数 ξ 与混合管入口和主喷管出口间的轴向距离 L_{mp} 的关系更详细的试验曲线。从图中可以更清楚地看到前面 3 个不同混合管位置 L_{mp} 下, ξ 随 A_m/A_p 的变化特点, 实际上, 当 $L_{mp} \geq 0$ 时, 在相同的 L_{mp} 情况下, ξ 随 A_m/A_p 的增加变化很小, 即此时系统的压力损失与混合管面积关系不大; 而在 $L_{mp} < 0$ 时, ξ 随 A_m/A_p 的增加而减小, 即混合管截面积越大系统的压力损失越小。从图 3 还可以看出 ξ 与 L_{mp} 之间的关系: 从主喷管插入混合管 120 mm ($L_{mp} = -120$ mm) 开始, 向外拉开轴向间距时, ξ 在逐渐缓慢增加, 到达主喷管出口与混合管进口齐平 (即 $L_{mp} = 0$) 附近, ξ 随 L_{mp} 增加的斜率迅速增大, 在 $L_{mp}/D = 0.2$ 左右 (D 为混合管直径), 斜率又开始减小, 约在 $L_{mp}/D = 0.4$ 以后, 增长斜率明显变缓, 直到最后去掉混

合管 ($L_{mp} \cong +\infty$) 时, 压力损失系数 ξ 达到最大值, 增长斜率趋于 0。而由图 4 可以看出, 系统的引射系数 M^* 随 L_{mp} 的变化规律具有与 ξ 随 L_{mp} 变化规律相同的特点, 即随着插入的主喷管向外拉出时, M^* 增加, 但是从位置 1 到位置 2 的 50 mm 范围内变化量较小, 而从位置 2 到位置 3, 即 $L_{mp}/D = 0 \sim 0.2$ 左右的范围内的变化量较大; 另外, 对于相同的混合管位置, M^* 随 A_m/A_p 的增加而增加, 这是因为混合管截面积越大, 被引射气流的流通面积越大, 其流量 m_s 也越大。

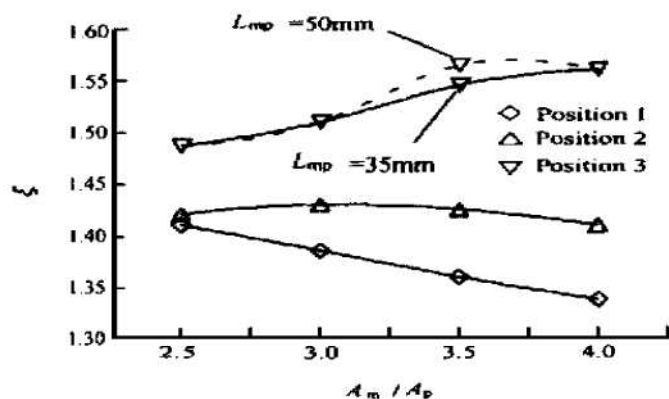


Fig. 2 Pressure loss coefficient ξ versus area ratio A_m/A_p and axial distance L_{mp}

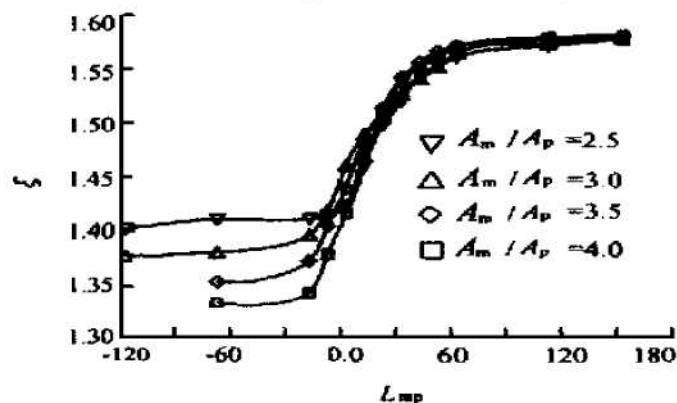


Fig. 3 Pressure loss coefficient ξ versus axial distance L_{mp} at different area ratio A_m/A_p

从分析可知, 安装混合管后可以使系统的压力损失减小, 这是因为混合管的截面积大于主喷管的截面积, 从而使混合管起到了扩压的作用, 而且在一定范围内混合管截面积越大扩压效果越好。但由于混合管的入口与主喷管出口间不是封闭的, 环境空气可以从混合管入口与主喷管出口的间隙进入混合管内, 即存在被引射气流, 这样便减弱了混合管的扩压作用。实际上, 安装混合管后, 系统的压力损失减小量就是混合管入口的静压 (环境压力 p_a) 与主喷管出口的静压差, 而这个静压差越小, 即被

引射气流从混合管入口与到主喷管出口的压力损失越小, 系统的压力损失越大; 在流通面积相同的情况下, 被引射气流的流量越大, 系统的引射系数越大。当主喷管在混合管内部 ($L_{mp} < 0$) 时, 对于等截面积的混合管, 随着混合管入口与主喷管出口间距离的减小 (L_{mp} 绝对值减小), 被引射气流从混合管入口到主喷管出口的路程缩短, 而流通面积保持不变, 所以其流量有所增加, 而被引射气流从混合管入口到主喷管出口的压力损失则有所减小, 即系统的压力损失增加; 当混合管入口与主喷管出口平齐 ($L_{mp} = 0$) 后, 继续向外拉开混合管 (L_{mp} 增大) 时, 混合管与主喷管间的间隙随之增大, 被引射气流的流通面积增加, 从而导致其流量迅速增加, 而混合管入口与主喷管出口的静压差迅速减小, 即系统的压力损失迅速增加, 当主喷管出口的静压与混合管入口的静压 (即环境压力) 相等时, 系统的压力损失达到不安装混合管时的压力损失。

从图 5 可以看出, 对于混合管 3, 4, 系统的气动性能综合参数 Ψ 随混合管位置的变化特点与引射系数 M^* 基本相同, 对于混合管 1, 则 Ψ 与混合管位置几乎无关; 当混合管位置相同时, 系统的综合气动性能随 A_m/A_p 的增加而改善 (即 Ψ 减小), 而改善的程越来越缓慢。从总体来讲, 混合管 4 在位置 1 时的综合气动性能最好, 这是因为混合管 4 的截面积最大, 它在位置 1 时的扩压效果最好而造成的。对于相同位置的其它混合管由于其被引射气流的流通面积没有混合管 4 大, 其引射系数也比较小; 对于混合管 4 的位置 2 和 3, 虽然其引射系数都比位置 1 时大, 但它们也带来较大的压力损失, 所以其综合气动性能也比位置 1 差。

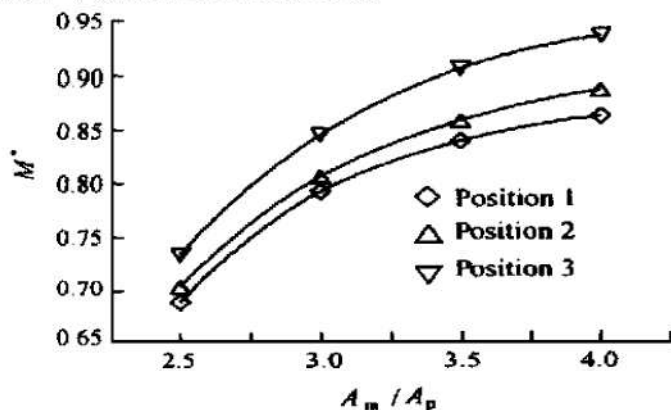


Fig. 4 Pressure coefficient M^* versus area ratio A_m/A_p and axial distance L_{mp}

4 结 论

(1) 在试验范围内, 混合管-主喷管轴向间距

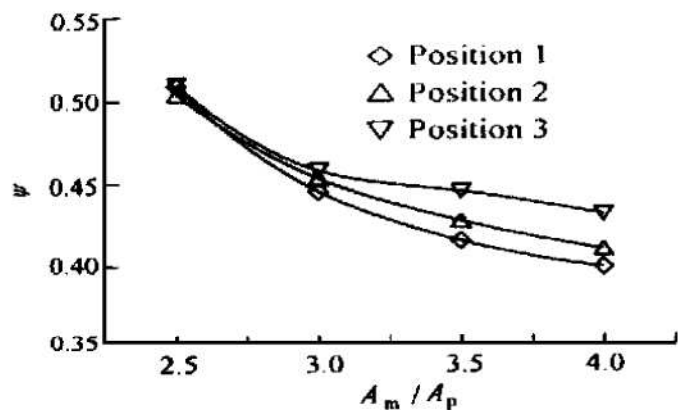


Fig. 5 Synthetic aerodynamic performance Ψ versus area ratio A_m/A_p and axial distance L_{mp}

L_{mp} 一定时, 混合管-主喷管面积比 A_m/A_p 增大, 系统的引射系数增大, 在主喷管插入混合管的情况下, 压力损失系数下降, 在主喷管与混合管拉开距离情况下, 压力损失系数变化不大, 总的是综合气动性

能改善。

(2) A_m/A_p 一定, L_{mp} 增大, 系统的引射系数和压力损失系数增大, 气动性能综合参数总的趋势是变坏, 根据变化规律, 存在 3 个不同的 L_{mp} 范围, 其中, 影响较大的区域是 $L_{mp}/D = 0 \sim 0.2$ 。

参 考 文 献

- [1] Presz W M, Blinn R F. Short efficient ejector systems [R]. AIAA 87-1837.
- [2] Skebe S A, McCormick D C. Parameter effects on mixer-ejector pumping performance [R]. AIAA 88-0188.
- [3] 胡 晖. 排气引射红外抑制技术研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 1993.
- [4] 王广振. 直升机红外抑制器方案设计及其试验测控技术[D]. 北京: 北京航空航天大学, 1997.

(责任编辑: 盛汉泉)

简 讯

GE 与 PW 公司为美军研制直升机发动机

GE 公司与 PW 公司已联手为美国的阿帕奇、黑鹰和海鹰直升机的新生代研制新型发动机。

两家已达成共识成立一股份公司来从事美军的普通发动机计划 (CEP)。GE 公司称, 接手具有挑战性的 CEP, 这在技术上和时间上都是有风险的。与推进阿帕奇和黑鹰的 T700 相比, 军方要求最好节油 25%, 推重比增加 60%, 操作成本降低 20%。

罗尔斯罗伊斯公司计划推出 RTM322 的改进型, 但没有与谁合作的打算, 新一型 RTM322 能满足 CEP 的要求, 为军方大大降低成本。

Honeywell 公司认为没有必要与谁合作就会获得成功。因为仅是通过 JTAGG 项目研究的新技术就能引出“CEP 的要求”。

军方必须征得美国防部的同意才能开始 CEP 的研制, 但 2001 年就开始竞争项目, 将于 2007 年开始生产 2 235 kN 的 CEP, 推进升级的 UH-60 X。

PW 公司还未涉足小型发动机市场, 但想好好利用其姊妹公司——加拿大普惠公司搞小型涡轮机和直升机发动机的经验。1999 年底 PW 公司成立了一个小型军用发动机单位。

(冯永红 供稿)