

文章编号:1000-8055(2010)05-1025-05

直升机多路分流排气引射红外抑制系统 气动特性计算

潘丞雄¹, 张靖周¹, 单 勇¹, 王先炜²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国航空工业集团公司 中国直升机设计研究所, 景德镇 333001)

摘 要: 针对直升机用单级引射、三路分流排气红外抑制系统进行了内部流场的三维数值模拟, 在给定的模拟条件下, 得到如下结论: ①该红外抑制系统引射能力较强, 三个支路引射混合管的引射流量比存在较大差异, 总压恢复系数相差甚微; ②分流喷管各支路通道喷口主流出口速度和压力基本一致, 对各支路引射混合管引射能力影响最大的因素是次流流道的通畅程度; ③三个支路引射混合管内主流核心速度和混合管出口温度衰减程度与其引射次流流量大小相关。

关 键 词: 直升机; 红外抑制器; 多路分流喷管; 内流气动特性; 数值计算

中图分类号: V231.3; P722.5

文献标识码: A

Numerical research on aerodynamic characteristics inside single-stage ejection and multi-nozzles infrared system of helicopter

PAN Cheng-xiong¹, ZHANG Jing-zhou¹,
SHAN Yong¹, WANG Xian-wei²

(1. College of Energy and Power Engineering,

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

2. China Helicopter Research and Development Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Jingdezhen 333001, China)

Abstract: Three-dimensional numerical simulation was carried out to investigate the internal aerodynamic characteristics inside the single-stage ejection and multi-nozzles infrared radiation suppressor used in the helicopter. Conclusions can be drawn as follows according to the simulation conditions: (1) This kind of infrared radiation suppressor has an impressive ability to pump secondary flow, the pumping ratios for three individual mixing duct differ obviously and the total pressure recovery coefficients are almost the same. (2) The primary flow velocities and pressures at multi-nozzles exit are the same, the important factor affecting the pumping ratio of the individual mixing duct is the secondary flow's smooth level. (3) The decay of the primary flow core velocity and temperature is relative to pumping ratio for three individual mixing ducts.

Key words: helicopter; infrared suppressor; multi-nozzles;

internal aerodynamic characteristics; numerical simulation

收稿日期: 2009-03-24; **修订日期:** 2009-06-13

作者简介: 潘丞雄(1985-), 男, 江苏苏州人, 硕士生, 主要从事传热与红外隐身技术研究。

红外技术的不断成熟,使得红外探测与跟踪技术在军事上得到广泛的应用,特别是新型红外制导武器的迅速发展,对直升机的生存力产生愈来愈严重的威胁.在这种背景下,发展红外隐身技术,采取有效的措施来抑制或削弱直升机的红外辐射能量,尤其是抑制发动机热部件和尾喷焰的红外辐射信号,是军用飞行器为提高其战时生存力所急需解决的突出课题^[1].直升机的主要热源为发动机排气系统,高温排气流经发动机尾喷管时,对尾喷管和接触到尾喷管的金属零部件加热,产生壁面辐射;排到大气的气体尾焰也依然能产生很强的红外辐射.为了减少被红外探测器接收的红外辐射信号,一种有效的技术途径是采用红外抑制器抽吸环境冷气来降低高温部件和排气尾焰的温度^[2].

红外抑制器的研究是红外隐身技术领域关注的核心问题之一,目前国内外的研究主要针对单级单流道引射混合排气红外抑制系统,特别是波瓣喷管引射混合排气系统^[3-12].本文根据某型直升机单级引射多路分流排气红外抑制系统的物理模型,采用数值计算的方法对其内流气动特性进行了研究,以期深化对单级引射多路分流排气红外抑制系统气动特性的认识.

1 数值计算方法

1.1 物理模型

单级引射多路分流排气红外抑制系统结构如图 1 所示,发动机高温燃气通过主流入口进入排气喷管,分流为三股从各自的矩形收敛通道喷口喷射进各自的引射混合管,由于排气动量的引射作用,外界大气从次流入口被抽吸流入引射混合

管,主次两股温度不同的气流在弯曲混合管内混合后从混合管出口排入大气.计算模型正视图和主要几何尺寸见图 2,其中主流分流喷管进口为矩形,宽度 18 cm;引射混合管进口截面与主流分流喷管进口平齐,宽度为 26 cm.

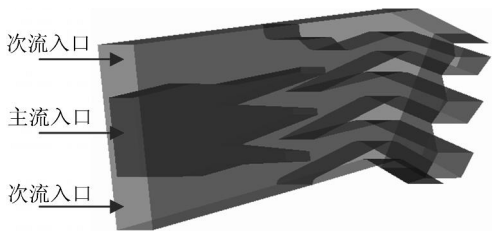


图 1 单级引射多路分流排气系统示意图

Fig. 1 Structure of single-stage ejection multi-exhaust system with three outlets

1.2 边界条件及计算方法

流场计算中采用结构化网格,在主流的三个出口与弯曲管入口交接处进行了网格加密,整个计算区域的网格数达到 60 万.计算使用 Fluent 软件.

主流入口边界给定流量入口,并且假定进口流量和温度均匀分布.主流进口质量流量为 0.12 kg/s,总温为 600 K.所有次流引射入口边界给定压力入口.考虑到外部环境的大气压力是一定的,引射气流入口处的总压便可设定为环境大气压力 101325 Pa,总温为环境温度 300 K.出口边界给定压力出口.由于混合管出口处的压力并不是外界大气压力,且出口截面流动并未充分发展,所以在混合管出口外选取一个足够大的区域(约为尾喷口当量直径的 10 倍),其边界压力取为外界大气压力,其他变量按沿流向偏导数为零处

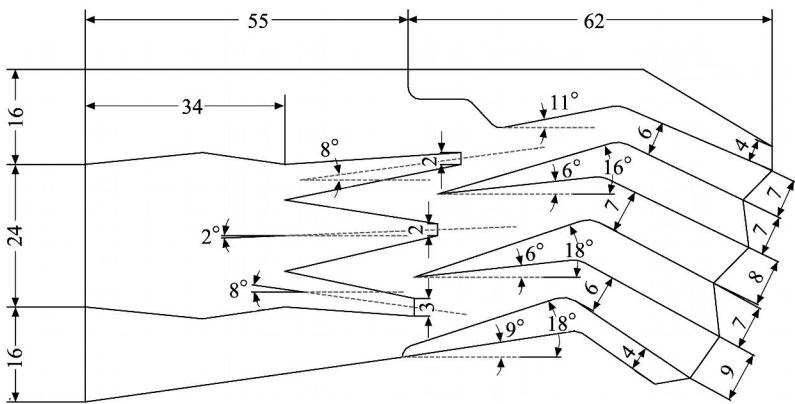


图 2 单级引射多路分流排气系统正视图(单位:cm)

Fig. 2 Elevation of single-stage ejection multi-exhaust system with three outlets (unit:cm)

理. 固体壁面采用无滑移固壁边界条件, 忽略外壁面的传热, 设为绝热壁面; 排气系统内部各部件设定为流、固耦合面, 参与换热.

本文采用标准 $k-\varepsilon$ 紊流模型, 外流场入口处的紊流动能和紊流动能耗散率按照经验关系选取为: $k_{in} = 0.03 u_{in}^2$, $\varepsilon_{in} = k_{in}^{1.5} / (0.005 d_e)$. 这里, d_e 为对应于主流入口的直径, 近壁区采用标准壁面函数法进行处理. 压力采用二阶精度离散, 动量与能量的控制方程皆采用二阶迎风差格式离散, 压力与速度耦合采用 SIMPL E (semi-implicit method for pressure linked equation) 算法. 收敛精度为 10^{-5} .

2 计算结果与分析

2.1 引射流量比与总压恢复系数

引射流量比是衡量排气引射系统引射能力的一个重要的参数, 定义为

$$\phi = m_s / m_p$$

式中 m_s 为引射气流质量流量, m_p 为主流质量流量. 对于单级引射多路分流排气系统, 各分流混合管的引射流量比即为各分流混合管引射气流质量流量与分流喷管主流质量流量之比.

三路分流排气系统在各分流引射混合管的引射流量比如表 1 所示. 可见: ①三路支流的引射流量比均大于 1, 可见该结构引射能力较强; ②中间支路引射流量比最大, 达到 1.81, 下支路引射流量比最小, 为 1.06, 该系统总引射比为 1.385.

定义总压恢复系数为

$$\sigma = \left(\frac{1}{A_{out}} \int_{p_{out}} dA_{out} \right) / \left(\frac{1}{A_{in}} \int_{p_{in}} dA_{in} \right)$$

式中下标 in 表示主流进口, out 表示混合管出口. 用这样一个参数可以间接地衡量流动掺混过程的压力损失.

三路分流排气系统各支路的总压恢复系数如表 1 所示. 可见: ①单级引射多路分流排气系统的三个混合管排气出口截面总压恢复相差并不大,

表 1 引射流量比与总压恢复系数

Table 1 Pumping ratio and total pressure recovery coefficient

	上支路	中间支路	下支路
引射流量比	1.44	1.81	1.06
总压恢复系数	0.986	0.982	0.989

均在 0.98 以上; ②相比较而言, 下支路引射混合管出口总压恢复系数最高, 上支路出口次之, 中间支路出口最低, 该分布与各支路的引射流量比分配关系正好相反, 可见, 引射排气系统较为优越的引射和掺混性能的获得是以较大的压力损失为代价的.

2.2 分流喷管流场分布

图 3 为三路分流排气系统分流喷管内静压 (表压) 分布. 从图可见: ①主喷流向下游流动过程中静压逐渐降低, 至出口处三出口均为 124 Pa, 说明在分流喷管中各支路中的流动过程均为加速流动, 根据各支路喷口处静压相同可推断, 各支路喷口的流动速度应当接近相等; ②分流喷管中间支路收敛流道的降压并未在其支路入口发生, 从而可知, 其进口段流动并非加速降压流动, 即其进口段实际的流管并未充满几何流道, 而是接近等截面流动.

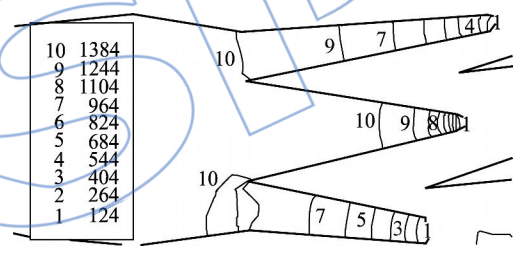


图 3 单级引射多路分流排气系统分流喷管内静压分布 (单位: Pa)

Fig. 3 Static pressure distribution insides main nozzle (unit: Pa)

图 4 为三路分流排气系统分流喷管内速度分

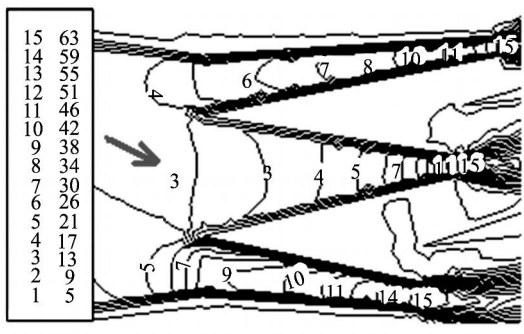


图 4 单级引射多路分流排气系统分流喷管内速度分布 (单位: m/s)

Fig. 4 Velocity at main nozzle of ingle-stage ejection multi-exhaust system with three outlets (unit: m/ s)

布. 从图可见: ①主喷流在各分流支路收敛通道内的流动过程中速度逐渐增加,至喷口处的速度均为 63 m/s,说明在三个分流支路中流动均为加速流动,与图 3 所示的静压分布吻合;②分流喷管中间支路收敛通道出口速度增加并未在其支路入口发生,即其进口段实际的流管并未充满几何流道,而是在进口一定距离后流动速度逐渐提高.

2.3 引射混合管流场分布

次流被主流引射进入引射混合管的流量大小取决于主流速度、压力、次流流道通畅程度等众多因素. 在本文的物理模型中,分流喷管各支路通道喷口主流出口速度和压力基本一致,但各分路引射混合管的引射流量比差异明显,显然对各分路引射混合管引射能力影响最大的因素就是次流流道的通畅程度.

图 5 为三个分路引射混合管内的次流流线分布. 可见: ①三个分路引射混合管中,中间支路引

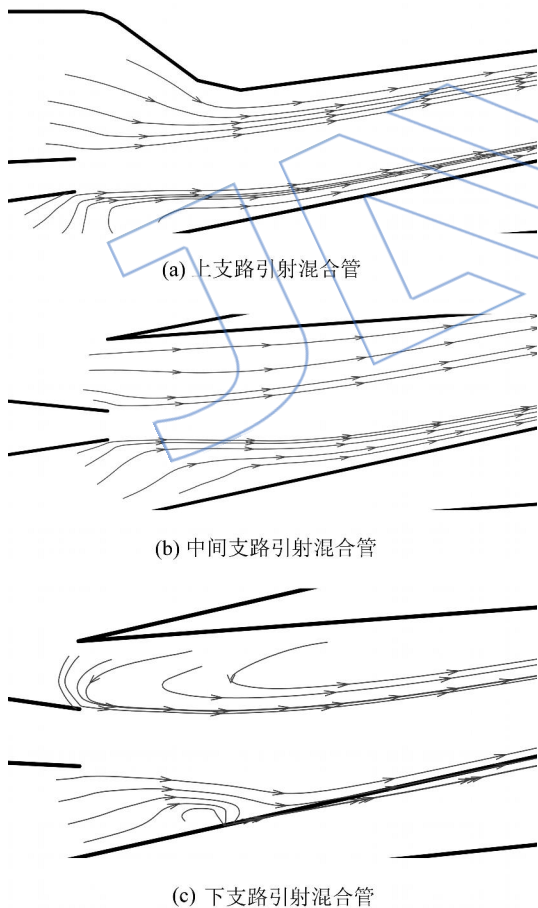


图 5 三路分流排气系统混合管进口次流流线
Fig. 5 Secondary flow path line at the inlet of mixing nozzle for three outlets of exhaust systems

射混合管入口是次流流道最为通畅的,对应的引射流量比最大;②上支路引射混合管入口下部存在一个中等尺度的旋涡,该旋涡的存在造成对次流流道的挤压,减小了从下部流入上支路引射混合管的次流流量;③下支路引射混合管次流流道堵塞程度最为严重,在其入口出上下区域各有一个大尺度旋涡,对次流流通产生了较为严重的挤压,流通面积的减小直接导致了次流流入主流的流量的减小.

图 6 为三路分流引射混合管内静压表压分布. 从图可见: ①从分流喷管各支路喷口喷射出的主喷流在进入各自对应的引射混合管时,与引射混合管的弯曲壁面相互作用,若主喷流冲击到引射混合管弯曲壁面,则在混合管壁面附近产生一个高压区,正是这个高压区迫使次流由于无法抵抗其逆压力梯度而形成回流,这也正是图 5 中混合管入口出次流流线发生弯曲的原因. ②中间支路引射混合管壁面滞止压力是三个支路中最小的,故其对次流影响较小,此即中出口引射次流的流线较为平直的原因;同理可知,下出口引射流量比最小. 由以上分析可知,该结构并不能将主流引射次流的能力发挥到最大,实际采用时须对三个弯曲混合管进行优化设计.

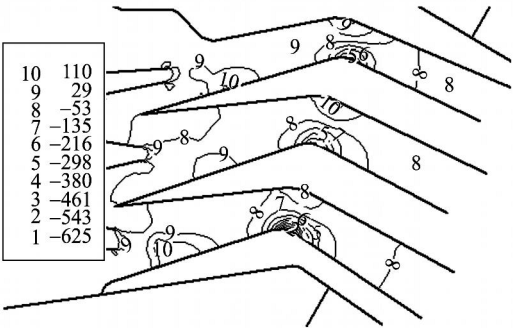


图 6 单级引射多路分流排气系统混合管内静压分布
(单位: Pa)

Fig. 6 Static pressure at mixing nozzle of single-stage ejection multi-exhaust system with three outlets (unit: Pa)

图 7 为三路分流引射混合管内的速度分布. 从图可见: ①上支路和中间支路引射混合管内的主流核心速度衰减较下支路混合管快,这与其引射次流流量大小直接相关,次流引射量越大,则高温的主流核心速度衰减越快;②中间支路引射混合管由于其引射次流流量最大,故其核心速度衰减最为明显.

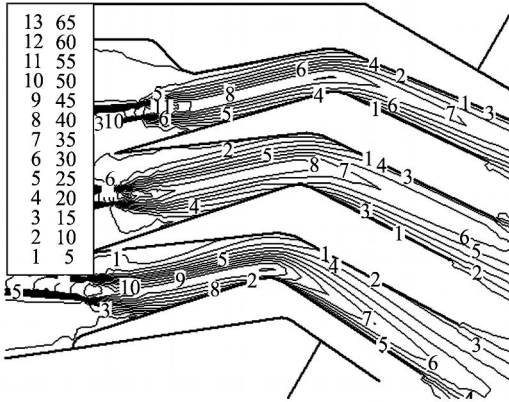


图7 单级引射多路分流排气系统混合管内速度分布
(单位:m/s)

Fig.7 Velocity at mixing nozzle of single-stage ejection multi-exhaust system with three outlets (unit:m/s)

2.4 混合管出口温度分布

图8为三路分流排气引射混合管出口截面混合气流温度场的分布。由图可见:①上支路引射混合管出口的高温核心区存在于出口截面中央的两侧,其温度达到482 K;②中间支路引射混合管出口高温核心区在出口截面中央,最高温度亦为482 K,但其核心区面积较上支路出口有明显的减

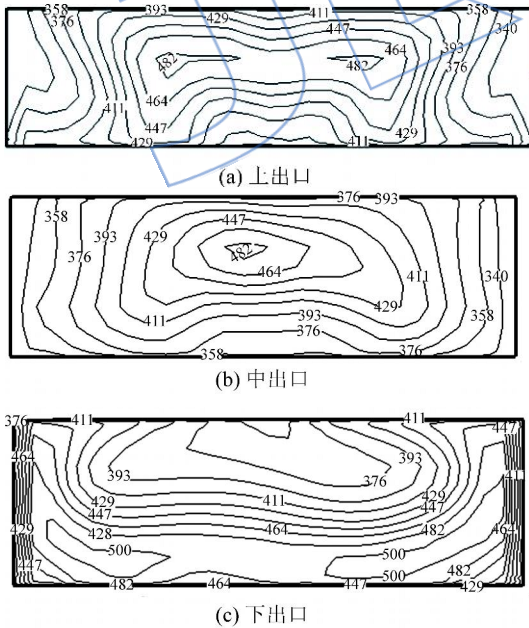


图8 三路分流排气系统混合管出口温度场分布
(单位:K)

Fig.8 Temperature contours for three outlets of exhaust systems (unit:K)

小;③在下支路引射混合管出口的下部两个角区各存在一个较大的高温核心区,最高温度达到了500 K.

3 结论

1) 单级引射、三路分流排气红外抑制系统的引射能力较强,三个支路的引射混合能力存在较大的差异,总压恢复系数略有差异.其中中间支路引射混合管的引射流量比最大,总压恢复系数略低.

2) 分流喷管各支路通道喷口主流出口速度和压力基本一致,对各支路引射混合管引射能力影响最大的因素是次流流道的通畅程度,取决于主喷流与引射混合管弯曲壁面的相互作用状况.

3) 引射混合管内主流核心速度和混合管出口温度衰减程度与其引射次流流量大小直接相关,次流引射量越大,则高温的主流核心速度衰减越快,混合管出口温度衰减程度越高.

参考文献:

- [1] 李立国,张靖周.航空用引射混合器[M].北京:国防工业出版社,2007.
- [2] 匡传树,王先炜.波瓣喷管红外抑制器装机状态引射性能分析[J].直升机技术,2000(1):30-34.
KUANG Chuanshu, WANG Xianwei. Analysis on the pumping performance of the lobed nozzle infrared suppressor installed on helicopter[J]. Helicopter Technique, 2000 (1): 30-34. (in Chinese)
- [3] 张靖周,单勇,李立国.直升机排气系统用波瓣喷管引射混合式红外抑制器研究[J].航空学报,2007,28(1):32-36.
ZHANG Jingzhou, SHAN Yong, LI Ligu. Investigation on lobed nozzle mixer-ejector infrared suppressor for helicopter exhaust system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(1): 32-36. (in Chinese)
- [4] 单勇,张靖周.波瓣喷管引射-混合器涡结构的数值研究与验证[J].推进技术,2004,25(4):32-324.
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)
- [5] 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. (in Chinese)
- [6] 单勇,张靖周,李立国.直升机红外抑制器红外辐射特性的数值研究和实验验证[J].红外与毫米波学报,2006,25(4):95-100.

- SHAN Yong, ZHANG Jingzhou, LI Ligu. Numerical calculation and experimental verification for the inferred radiation characteristics of helicopter inferred radiation suppressor[J]. Journal of Infrared and Millimeter Waves, 2006, 25(4): 95-100. (in Chinese)
- [7] ZHANG Jingzhou, SHAN Yong, LI Ligu. Computation and validation of parameter effects on lobed mixer-ejector performances[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2005, 18(3): 193-198.
- [8] LIU Youhong. Experimental and numerical investigation of circularly lobed nozzle with/ without central plug [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2002, 45(12): 2577-2585.
- [9] Presz W M, Greitzer E M. A useful similarity principle for jet engine exhaust system performance[R]. AIAA Paper 88-3001, 1988.
- [10] Presz W M, Morin B L, Blinn R F. Short efficient ejector systems[R]. AIAA Paper 87-1837, 1987.
- [11] Presz W M, Gousy R G, Morin B L. Forced mixer lobes in ejector designs[R]. AIAA Paper 86-1614, 1986.
- [12] Skebe S A, McCormick D C, Presz W M. Parameter effects on mixer-ejector pumping performance[R]. AIAA Paper 88-0188, 1988.

JALSP