

文章编号: 1000-8055(2010)03-0526-05

动力舱冷却用排气引射混合管改进设计方法

曹学伟, 余建祖, 谢永奇, 周 懿
(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 对直升机动力舱冷却用的排气引射混合管的设计方法进行了研究, 基于引射器特性方程和对引射特性影响因素的分析, 参考某型直升机发动机排气系统, 提出了针对直升机动力舱冷却用的排气引射混合管设计的改进方法——修正系数法。应用该方法, 针对某型发动机动力舱冷却用排气引射混合管进行了设计, 并与实验结果进行了对比, 结果表明, 该方法可以使设计效率提高 30%, 设计精度保持在 5% 以内, 满足工程设计要求, 具有工程应用价值。

关 键 词: 直升机; 动力舱; 排气引射器; 弯曲混合管; 引射系数

中图分类号: V228.7+3

文献标识码: A

Improved design method of exhaust ejector mixing tube in cooling helicopter nacelle

CAO Xue wei, YU Jian zu, XIE Yong qi, ZHOU Yi

(School of Aeronautics Science and Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The conventional design methods of helicopter nacelle exhaust ejector mixing tube were introduced. Based on the characteristic equation and analysis of influence factors, and with a reference to nacelle exhaust systems of a helicopter, an improved design method of helicopter nacelle exhaust ejector mixing tube was established. Based on this improved method, a helicopter nacelle exhaust mixing tube was designed as an example. By comparing with other design results, this method could improve the design efficiency by 30% and maintain design accuracy within 5% to meet the engineering design requirements, demonstrating its availability and significance in engineering applications.

Key words: helicopter; nacelle; exhaust ejector; curved mixing tube; ejector coefficient

现代直升机动力舱的冷却多采用排气引射混合管, 利用发动机的排气来抽吸外界空气, 在舱内建立连续的流场, 达到冷却目的。目前国内外对航空、舰船动力舱冷却用排气引射混合管进行了深入研究, 所采用方法可以分为两类: 一类是在实验基础上, 采用一维或二维分析方法对排气引射器进行设计及分析^[1-5], 另一类是通过实验或者使用数值仿真软件研究并进行对比^[6-11]。

由于直升机整体结构布局的限制, 排气混合管一般设计成带有一定角度的弯曲混合管。对于

这种混合管的设计, 目前仍采用以经验为主的实验设计方法, 或者将弯曲混合管简化为直管进行设计计算^[7], 前者实验工作量大, 后者为设计带来了较大误差, 效率不高。

本文基于一维引射器特性方程, 在数值仿真研究的基础上, 提出了一种适用于动力舱冷却用的排气引射混合管的设计计算方法——修正系数法, 并应用该方法针对某型发动机动力舱冷却用排气引射混合管进行了设计, 通过相关理论分析和实验结果对比, 验证了该方法的准确性和有效

收稿日期: 2009-03-03; 修订日期: 2009-04-29

作者简介: 曹学伟(1984-), 男, 陕西澄城人, 硕士生, 主要从事传热、制冷与低温工程技术研究。

性,具有一定的工程应用价值.

1 数学理论基础

利用涡轮轴发动机排气驱动的动力舱冷却用排气引射器,可视为一种低压比的、不可压缩流体的流体动力学泵^[1](见图 1),其引射特性方程为

$$\left\{ \varepsilon + \frac{1}{2} \left[1 - \frac{1}{(r_a - 1)^2} \right] \right\} \Phi^2 + 2f(\theta) \varepsilon \Phi + r_a + \varepsilon = 0 \quad (1)$$

其中 r_a 为混合管截面积与主流喷嘴截面积之比; Φ 为含有主、次流温度比的引射系数; $f(\theta)$ 为温度比的函数,其中 θ 为主、次流温度之比; ε 是与扩压器压力恢复系数、摩擦系数和动量混合系数有关的参数.

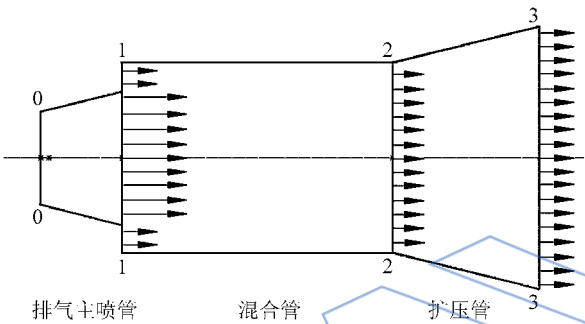


图 1 排气引射混合管示意图

Fig. 1 Scheme of exhaust ejector mixing tube

2 修正系数法

本文提出的修正系数法的基本思想是: 首先利用一维引射特性方程计算出具有一定尺寸结构的直混合管的引射系数,然后通过弯曲修正系数对所得直混合管的引射系数进行修正,最后得到弯曲混合管的引射系数.

相对于直混合管,弯曲混合管的弯曲效应会导致排气引射器引射系数减小.为利用直混合管的研究成果,简化弯曲混合管的设计计算,可以采用具有相同混合管长度 L_{mix} 、截面比 r_a 的直混合管和弯曲混合管进行比较分析,并进一步考虑弯曲混合管的弯曲角度 γ 和弯曲曲率半径 R_b 的影响,为此,在弯曲混合管的计算中引入一个弯曲修正系数 C_b ,计入弯曲特征对引射性能的影响,其定义式为

$$C_b = \frac{u_b}{u_s} \quad (2)$$

其中 u_s 为一定尺寸直混合管的引射系数; u_b 是与上述直混合管结构尺寸相同,但具有 γ 和 R_b 的

弯曲混合管的引射系数.

根据现有研究结果可知^[1],无论混合管为直管还是弯管,几何结构参数都是影响排气引射器性能的十分重要的参数.因此,结合动力舱冷却用排气引射器的结构特点,通过理论分析和几何构形分析,在综合考虑各种影响因素的基础上提出

$$C_b = f(r_a, \gamma, R_b) \quad (3)$$

即弯曲修正系数 C_b 是截面比、弯曲角度和弯曲曲率半径的函数.

为了确定修正系数 C_b ,首先,针对混合管为直管的情况,采用一维控制体分析方法和数值仿真方法,对混合管长度为 0.8 m 的排气引射混合管进行了理论计算和数值仿真^[12].然后,在考虑弯曲混合管截面比 r_a 的变化范围 $[r_{a1}, r_{a2}]$,曲率半径 R_b 的变化范围 $[R_{b1}, R_{b2}]$,弯曲角度 γ 的变化范围 $[\gamma_1, \gamma_2]$ 的基础上,对这三个结构参数变量的 100 多个不同组合的工况进行仿真计算,得到一系列相对应的引射系数,进而和相对应的直混合管进行比较,最后,拟合得出的一系列修正系数 C_b 的关系式.

得到修正系数 C_b 的一系列值之后,在设计过程中根据弯曲混合管的弯曲特征尺寸,针对与其相对应的直混合管所能达到的引射系数进行修正,最后得到弯曲混合管所能达到的引射系数.

3 数值仿真结果分析

直混合管的理论计算和数值仿真结果对比见表 1,对比分析可以看出两者差别比较小,可见数值仿真的计算结果是可靠的,而且具有较高的准确性,故该数值仿真的方法也可以应用于弯曲混合管的分析计算.

表 1 直混合管理论引射系数与数值仿真引射系数的对比
Table 1 Comparison of ejector coefficient of straight mixing tube between theory and simulation

截面比	引射系数		
	数值仿真值	理论计算值	误差/%
1.25	0.103349	0.103650	0.29
1.30	0.128870	0.127993	0.69
1.35	0.154121	0.152077	1.30
1.40	0.177353	0.175803	0.88
1.45	0.200715	0.199108	0.81
1.50	0.222797	0.221959	0.38
1.55	0.244587	0.244336	0.10
1.60	0.280046	0.266231	5.20

对于弯曲混合管, 本文针对 r_a 的变化范围从 1.2 到 1.6, R_b 的变化范围从 0.5m 到 1.5m, γ 的变化范围从 30° 到 60° 的数百种工况进行了研究, 得到如下规律:

1) 如图 2 所示, 无论是直混合管还是弯曲混合管, 增加截面比, 都能增加引射系数, 只是当弯曲角度较大时, 通过增加截面比来增大引射系数, 效果并不理想.

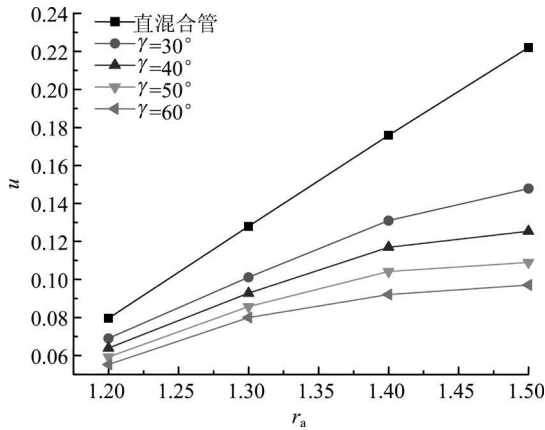


图 2 直混合管和弯曲混合管引射系数的对比
Fig 2 Compare of ejector coefficient between straight mixing tube and curved mixing tube

2) 当截面比和弯曲曲率半径一定时, 随着弯曲角度的减小, 引射系数会增大; 当截面比较大时, 引射系数随着弯曲角度减小而增大的趋势会更明显. 以弯曲曲率半径为 0.7 m 时的仿真结果为例, 数据对比如图 3 所示, 与文献[1]所得规律一致.

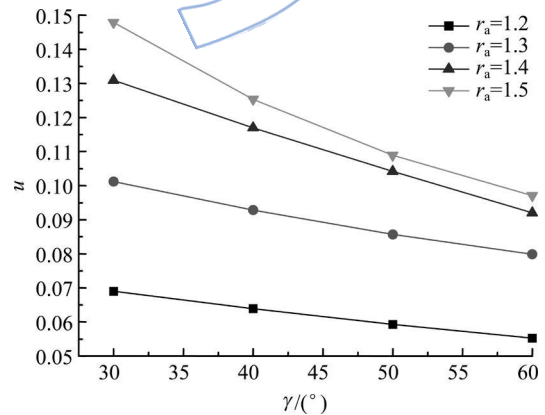


图 3 混合管弯曲角度对引射系数的影响
Fig 3 Effects of the curve angle on ejector coefficient

3) 截面比和弯曲角度一定, 弯曲曲率半径越大, 引射系数越大; 随着弯曲角度的减小, 增加曲率半径对增大引射系数的效果会减弱. 以截面比

为 1.3 时的数值仿真结果为例, 数据对比如图 4 所示.

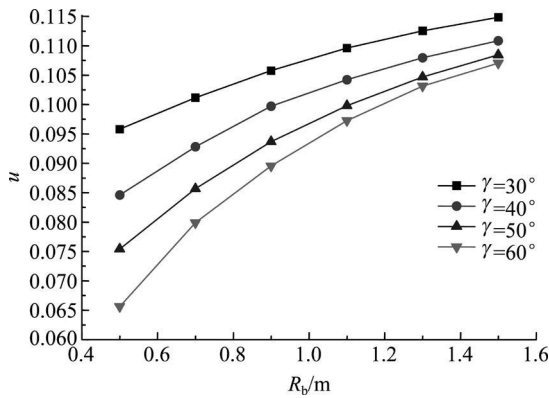


图 4 混合管弯曲曲率半径对引射系数的影响
Fig. 4 Effects of the curvature radius on ejector coefficient

4 设计计算流程

动力舱冷却用排气引射混合管的一般几何结构形式可简化为如图 5 所示的简图. 考虑结构布局的限制, 有如下几何约束关系:

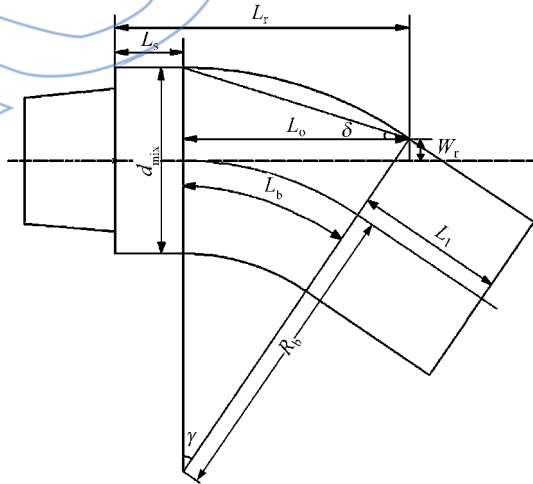


图 5 排气引射混合管的结构限制几何尺寸图
Fig 5 Scheme of space restriction of ejector mixing tube

为避免发动机的高温排气直接冲刷混合管管壁, 在混合管的入口处应有一段平直段, 故混合管可以分为三段: 进口平直段、弯曲段和出口平直段. 排气引射混合管的总长度为

$$L_{\text{mix}} = L_s + L_b + L_1 \tag{4}$$

其中 L_s 为进口平直段长度; L_b 为弯曲段长度; L_1 为出口平直段长度. 工程上可取 $L_s = 0.1 \sim$

0.2 m, L_1 根据实际结构, 保证排气管伸出排气管舱。

对于结构布局的限制, 可以简化为两个方向上的空间尺寸约束: 弯曲段轴(发动机轴)向空间限制 L_r 和径向空间限制 W_r 。 W_r 为弯曲段末端与出口平直段交汇曲线最外侧偏离发动机轴线的距离, 以向上为正。 由于受到轴向尺寸的限制, 混合管轴向剩余长度

$$L_o = L_r - L_s \tag{5}$$

由图 5 几何关系可以得到

$$\frac{0.5d_{mix} - W_r}{L_o} = \tan \delta \tag{6}$$

其中 δ 为由限制尺寸确定的夹角。 从而可以得到

$$\delta = \arctan \frac{0.5d_{mix} - W_r}{L_o} \tag{7}$$

由三角形相似理论可以得到排气引射混合管弯曲角度 γ 与 δ 之间的关系为

$$\gamma = 2\delta \tag{8}$$

进而可以得到在几何约束下混合管弯曲的最大曲率半径

$$R_b = \frac{L_o}{\sin \gamma} - 0.5d_{mix} = \frac{L_o}{\sin 2\delta} - 0.5d_{mix} \tag{9}$$

基于数值仿真结果分析及上述几何约束关系, 采用修正系数法进行动力舱冷却用的排气引射混合管的设计计算步骤如下:

- 1) 根据工程经验, 给定初始截面比。
- 2) 计算混合管截面积和直径。
- 3) 据结构布局限制条件, 可以得到混合管相应的最大弯曲曲率半径和弯曲角度, 进而由式(4)得到混合管的长度。
- 4) 上述得到的几何尺寸及相关试验参数带入排气引射器性能方程(1)进行计算, 可以获得 Φ 的值, 然后利用

$$u_s = \Phi \cdot \sqrt{\theta} \tag{10}$$

计算出设计结构所能达到的引射系数 u_s , 然后按式(2)进行修正, 此时式(2)中的 C_b 为第 3) 步中确定的几何尺寸的函数。

5) 假设 $[u]$ 为设计要求所要达到的引射系数, 如果 $u_b \geq [u]$ 满足, 则输出排气引射混合管的几何参数及相关的性能参数; 如果 $u_b < [u]$, 则按照迭代步长增大 r_a , 转入步骤 2) 重新进行设计和计算, 直至 $u_b \geq [u]$ 。

6) 计算引射混合管的效率。

7) 完成设计计算。

整个直升机动力舱冷却用排气引射弯曲混合管的设计流程如图 6 所示, 图中虚线箭头表示此处的修正系数是以计算得到的几何结构尺寸为变量的函数。

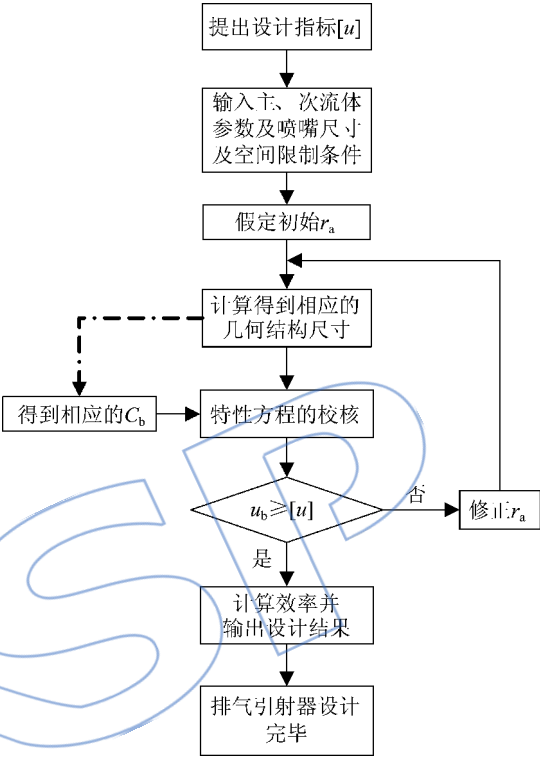


图 6 排气引射弯曲混合管设计流程

Fig 6 Flow chart of the developed design method

5 算例和结果分析

针对安装某型发动机动力舱冷却用排气引射混合管的设计要求, 如表 2 所示, 应用本文所提出的设计方法和文献[7]的设计方法进行设计, 并与采用实验+ 经验设计方法设计的结构进行对比, 结果如表 3 所示。

表 2 排气引射混合管设计条件

Table 2 Design condition of ejector mixing tube

设计参数	数值
主流流量/(kg/ s)	4.5
主流温度/K	873.15
主流密度/(kg/ m ³)	燃气按大气计算
排气压力/ Pa	121 590
次流温度/K	298.15
设计引射系数	0.1

表 3 算例的设计结果与实验结果的对比

Table 3 Compare between design results and experimental results of sample

	r_a	L_{mix}/m	$\gamma/^\circ$	R_b/m	u
本方法	1 300	0 7563	45. 68	0 572 3	0 102
文献[7]	1 250	0 7506	0	0	0 104
实验	1 306	0 7682	45	0 581 9	0 1

由表 3 可以看出, 利用本方法设计的排气引射混合管的结构与实验结构尺寸比较接近, 而且引射系数能够满足设计要求. 利用文献[7] 将弯曲混合管简化为直管进行设计, 虽然截面相对较小, 引射系数也能达到满足, 但是由于结构布局的限制, 不能将直混合管安装于直升机上, 只能进行弯曲, 这就造成了利用文献[7] 设计的排气混合管的引射系数不能达到设计要求, 导致动力舱的冷却不能满足要求. 虽然本方法设计结果与实际结构之间的存在一定的差距, 但是并不是很大, 在工程应用误差范围之内, 且设计结果与实际结构吻合度较高.

综上所述, 利用本方法设计的排气引射混合管能够满足设计要求, 与工程经验设计结果吻合, 说明本设计方法具有一定的可行性和准确性.

6 结 论

基于一维引射器特性方程, 结合数值仿真研究结果, 提出了动力舱冷却用的排气引射混合管的改进设计方法——修正系数法. 与理论计算和实验结果对比分析表明, 该方法可以避免传统设计方法中的过分依赖实验验证和设计者经验的弊病, 可以缩短研制周期, 计算结果有较高的可靠性和准确性, 具有工程应用价值.

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] 周绍荣, 陈汉平, 杜朝辉, 等. 燃气轮机排气引射冷却系统的数学模型及其计算[J]. 上海交通大学学报, 2000, 34(9): 1162-1166.

ZHOU Shaorong, CHEN Hanping, DU Zhaozhui, et al. Numerical models and calculation of a marine gas turbine exhaust cooling system [J]. Journal of Shanghai Jiaotong University, 2000, 34(9): 1162-1166 (in Chinese)

[3] 姜正良, 吴万敏. 气体引射器的一维流动特性计算及优化设计[J]. 空气动力学报, 1995, 13(4): 481-186.

JIANG Zhengliang, WU W anmin. The optimum design and calculation of flow feature of one dimensional flow for gas ejector [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 1995, 13(4): 481-186 (in Chinese)

[4] 索科洛夫 Е Я, 津格尔 Н М. 喷射器[M]. 黄秋云, 译. 北京: 科学出版社, 1977.

[5] 寿荣中, 何慧珊. 飞行器环境控制[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2004.

[6] 张靖周, 单勇. 二维引射-混合器流场的数值研究与验证[J]. 航空动力学报, 2002, 17(5): 524-527.

ZHANG Jingzhou, SHAN Yong. Numerical computation and examination of a two dimensional mixer ejector system [J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(5): 524-527. (in Chinese)

[7] 范俊磊. 直升机排气引射混合器设计及排气管舱流场、温度场数值仿真[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2007.

FAN Junlei. Design of ejector mixer and simulation of flow field, temperature field of exhaust cabin of helicopter [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)

[8] 张靖周, 李立国, 高潮. 弯曲混合管引射系统气动特性实验研究[J]. 航空动力学报, 1994, 9(1): 89-91.

ZHANG Jingzhou, LI Liguog, GAO Chao. Experimental research on aerodynamic characteristic of curved mixer [J]. Journal of Aerospace Power, 1994, 9(1): 89-91. (in Chinese)

[9] 李东明, 王林, 闻雪友, 等. 船用燃机排气引射器的数值模拟及试验研究[J]. 热能动力工程, 2002, 17(3): 226-230.

LI Dongming, WANG Lin, WEN Xueyou, et al. Numerical simulation and experimental study of the exhaust gas ejector of a marine gas turbine [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2002, 17(3): 226-230 (in Chinese)

[10] 唐正府, 张靖周, 单勇. 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, SHAN Yong. Investigation on ejecting and mixing characteristics of lobed nozzle with curved mixer and slot exit [J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(6): 978-982 (in Chinese)

[11] 邵万仁, 吴寿生. 波瓣形排气引射混合器的试验研究[J]. 航空动力学报, 2000, 15(2): 155-158.

SHAO Wanren, WU Shousheng. Experimental research on lobed exhaust ejection mixer [J]. Journal of Aerospace Power, 2000, 15(2): 155-158 (in Chinese)

[12] 韩占忠, 王敬, 兰小平. FLUENT 流体工程仿真计算实例与应用[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2004.