

# 航空发动机排气引射器推力性能研究

文彬, 江勇, 梅飞, 方浩百

(空军工程大学工程学院, 陕西西安, 710038)

**摘要** 根据发动机排气引射器流场的特征,建立了引射器内流场和排气系统外流流场的一体化三维数值模拟计算模型,得到了整个流场的基本参数;对引射器出口截面流场进行了理论分析,采用某型发动机引射器的尾流流场实验数据对模型进行了实验验证,理论分析和实验验证结果表明模型建立准确可靠。最后采用微元法,结合得到的流场参数计算了使用不同引射器时发动机的推力大小,并给出了各波瓣引射器相对于引射器1的推力损失情况。

**关键词** 引射器;流场计算;引射器出口截面;推力损失;实验验证

**DOI** 10.3969/j.issn.1009-3516.2012.01.006

**中图分类号** V231.2 **文献标识码** A **文章编号** 1009-3516(2012)01-0023-05

引射器是把不同温度、压力和组分浓度的两股流体在同向流动中混合形成一种具有中间温度、压力和组分浓度的流体的装置<sup>[1]</sup>,目前主要用于提高直升机发动机喷口气流与外界大气的掺混效果,以降低直升机整体的红外特征<sup>[2-4]</sup>。随着先进制导武器和红外探测技术的发展,引射器在喷气式战斗机上也具有相当好的应用前景。喷气式战斗机为涡扇发动机,主要通过喷管的排气产生推力,因此引射器会对其推力性能造成影响。针对直升机上波瓣引射器的流场特性和红外特性,国内外已进行了大量实验和仿真研究<sup>[5-7]</sup>。但由于直升机为涡轴发动机,并不产生推力,因此目前在引射器推力性能方面的研究还很少。本文针对某小型燃气涡轮发动机上的不同引射器的推力性能进行了研究。

## 1 流场计算

### 1.1 计算模型的建立

由于波瓣引射器的结构比较复杂,二维计算不足以分析其性能参数,所以按照1:1的尺寸建立了引射器的三维计算模型,计算区域包含引射器内流场、引射器出口气流与大气来流的掺混流场,同时对大气来流和尾喷管出口气流,分别赋予远场大气来流边界条件和喷管出口气流边界条件,其余边界见图1。

计算流场为稳态、三维、可压流。CFD算法采用基于密度的可压缩流求解器,N-S方程组的对流项离散格式采用二阶上风格式<sup>[8]</sup>,梯度计算采用精度较高且适合非结构化网格的以控制单元为基准的Green-Gauss理论<sup>[9-10]</sup>,湍流模型采用 $k-\omega$ SST模型<sup>[11]</sup>。压力速度耦合使用SIMPLE算法,迭代收敛准则为残差小于 $1 \times 10^{-6}$ 。流场求解采用FLUENT软件。计算网格采用非结构化网格,空腔内网格很密,外流网格逐渐稀疏,在固壁附近网格进行加密处理,进行了网格无关解数值试验。计算区域网格划分和轴对称喷管内流网格划分的局部放大见图2。

\* 收稿日期:2011-05-10

基金项目:航空科学基金资助项目(20092244001)

作者简介:文彬(1986-),男,四川射洪人,硕士生,主要从事航空测试技术与故障诊断等研究。

E-mail:web698404@sina.com

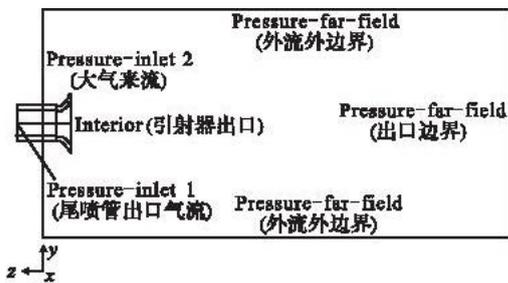


图1 计算区域示意图

Fig.1 Sketch map of calculation region

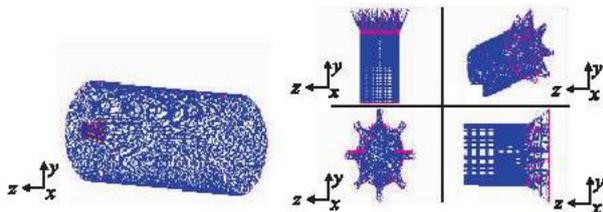


图2 计算网格及局部放大图

Fig.2 Selected computational zone and its local magnification

## 1.2 流场计算结果与讨论

由于3种引射器尾流流动具有相似性,本文的仿真计算和实验测量仅给出引射器2的相关结果。计算时,给定内流进口截面流场参数:静压为110.6 kPa,总压为120.85 kPa,总温为610 K。外流进口截面流场参数:静压为97.87 kPa,总压为99 kPa,总温为305 K。通过仿真计算得到了引射器2出口截面的压力、温度和速度等参数,其等值线分布见图3。



图3 引射器出口截面流场参数等值线局部放大图

Fig.3 Local magnification of parameter on nozzle-ejector's exhaust plane

从图3(c)可以看出,在引射器的外围波瓣处,引射器出口气流与大气来流发生了掺混,同时在波瓣与波瓣之间形成了涡流,使得速度明显减小。从图3(a)、(b)可看出,掺混区的静压和静温都处于低等值线,而且由于涡流的流动特性<sup>[12]</sup>,涡流处的静压值明显小于大气来流。在引射器中心区,虽然气流未与大气来流发生掺混,但是由于波瓣引射器特殊的几何结构,造成了气流的静压和静温也明显减小。波瓣引射器的物理结构基本表现为外围波瓣向外扩张,中心处的波瓣向内收敛,这就使得中心处气流的流动在局部呈现出亚音速流在收敛管道中的流动特征<sup>[12]</sup>:管道中气流速度增大,压力和温度减小。

## 2 实验验证

### 2.1 实验设计

实验使用的某小型燃气涡轮发动机是某民用客机上的辅助动力装置(APU),其额定转速41 000 r/min,空气流量3 kg/s,为单转子,转速可调。拥有2个排气通道,其一为供气通道,最大供气流量为 $G_{\max} = 0.7826$  kg/s;其二为喷口。

实验时一共采用4种引射器,如图4所示,分别对每个引射器尾流的总温和总压进行测量。测量点尽量选择引射器尾焰结构的典型位置上<sup>[13]</sup>,特别考虑亚音速流的特点,测量点要正确反映出其核心区长度、大小和掺混减速的趋势。根据经验和流场特点并为了定位的方便,测量了引射器对称轴( $x$ 轴)上 $x/D = 0, 1, 2, 3, 4, 6, 7$  ( $D$ 为喷管出口截面直径, $D = 32$  cm)等7个圆截面上的气流参数分布,圆截面的半径分别为16 cm, 32 cm, 48 cm, 80 cm, 112 cm, 128 cm。考虑到发动机排气特点和引射器尾流对称性,每个截面上只等间隔测量了圆截面与水平对称面交线上的5个点,一共35个点。测量网格见图5,其中梯形网格的节点是测量点,AB边对应引射器出口位置,长度为16 cm,CD边对应引射器对称轴上第7截面,长度为128 cm。测量的最远截面距出口224 cm。图5中将沿轴线方向的节点连成了5条与 $x$ 轴夹角分别为 $0^\circ, 3.58^\circ, 7.13^\circ,$

10.62°、14.04°的直线,名称为 Centerline, Radiation Line 1-4,简称为 RL 1-4。



图 4 实验所用引射器

Fig. 4 Nozzle - ejector in the experiment

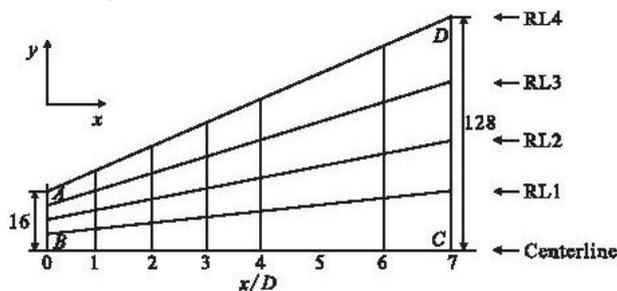


图 5 流场测量点的布置

Fig. 5 Measure point of flow field

实验主要测量了排气总温,总压和总静压差等参数。压力测量采用 L 型皮托管、压力传感器和水排。为防止气流烧蚀,测压橡胶导管包裹了隔热石棉层,通过皮托管将气压传到差压传感器和水排。其中水排测量总压,差压传感器测量总静压差。压力传感器为康宇测控的 KYB14B 差压变送器,工作电压为 24 V DC、量程为 0-20 kPa、精度 ±0.25%、输出电流为 4-20 mA。为提高精度,测量时在传感器输出端并联一个精度为 0.1% 的 250 精密电阻,将电流信号转化为 1-5 V 的电压信号,该电压信号与欧姆龙 E5CK 多功能数字表相连。温度测量采用偶丝 φ0.3 的裸丝形 K 型热电偶,以尽可能提高温度测量的频响。

### 2.2 计算结果与实验结果的比较

通过实验测量,得到了引射器 2 在图 5 的各测量节点处总温和总压大小,图 6 为对 Centerline、RL1 和 RL2 上总温和总压的测量结果与模型的计算结果的比较。可以看出,初始段(0-0.5 m)计算与测量结果吻合比较好,后半段(0.5 m-2.24 m)计算结果明显偏大。这是由于在实际的流动过程中,尾流相对于空气是热气流,根据单位体积热空气在空气中受到热浮力 $(\rho_{\infty} - \rho)g$ 的作用,可推导出:当运动速度为  $v$  的热空气在该方向上的位移为  $L$  时,在热浮力方向上的位移  $S$  的表达式  $S = \frac{1}{2}(\rho_{\infty} - \rho)gL^2 \frac{(\rho_{\infty} - \rho)gL^2}{\rho v^2}$ 。通过查阅热气流和空气的密度大小<sup>[12]</sup>,计算得到:在初始段,热气流在竖直方向上的平均位移为  $2.4 \times 10^{-5}$  m;在后半段,平均位移为 0.028 m。由此可见,在热浮力的作用下,初始段气流在竖直方向上基本不发生偏转;后半段气流的偏转比较明显,其高温高压区也相应向上发生了偏转,从而使该段的测量点位于低温低压区,造成测量结果比偏小。这就解释了尾流后半段计算值与实验值之间产生误差的原因。结合图 6 与以上分析,可以认为:数值计算结果基本与实验结果吻合,本文建立的引射器尾流流场参数计算模型可靠。

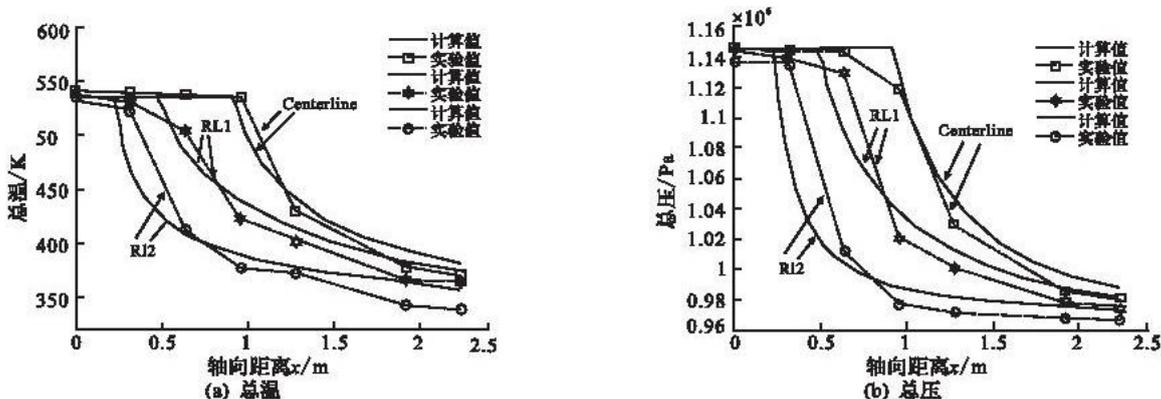


图 6 引射器 2 总压、总温计算值与实验值的比较

Fig. 6 Comparison of calculation and experiment value for 2nd nozzle - ejector

### 3 推力损失计算

由于无法通过 FLUENT 软件直接计算推力,因此需要分析发动机产生推力的原理后建立适合引射器推力计算的数学模型。发动机推力  $F$  是由 2 个部分组成<sup>[14]</sup>:①流过发动机的内部气体的动量变化率,即推力

的动力分量;②由于燃气不完全膨胀引起的推力的静力分量。

动力分量计算为:

$$W_g V_1 - W_a V_0 \quad (1)$$

式中: $W_g$ 为引射器出口燃气流量, $W_g = K_m \frac{p_1^*}{\sqrt{T_1^*}} A_1 q(\lambda)$ , $K_m$ 为常数,燃气的 $K_m = 0.0397 \sqrt{RgK/J}$ , $p_1^*$ 和 $T_1^*$ 为

引射器出口总压和总温, $A_1$ 为引射器出口截面面积, $q(\lambda)$ 为流体气动函数; $V_1$ 为引射器出口燃气速度; $W_a$ 为发动机进口空气流量; $V_0$ 为发动机进口空气速度。

静力分量计算为:

$$(p_1 - p_0) A_1 \quad (2)$$

式中: $p_0$ 为大气环境静压; $p_1$ 为引射器出口截面静压。

由于引射器出口截面的几何结构比较复杂,流场参数分布不是很均匀,而发动机推力主要表现为轴向方向的作用力,因此将引射器出口截面均分为 $N$ 个微面元,通过对引射器流场模型的计算,可得到引射器出口截面上每个面元的总温、静温、总压、静压和轴向速度等参数的大小。则推力的计算可以转化为:

$$F = \sum_{i=1}^N \left( K_m \frac{p_i^*}{\sqrt{T_i^*}} A_i q(\lambda) V_i \right) - W_a V_0 + \sum_{i=1}^N (p_i - p_0) A_i \quad (3)$$

通过式(3)得到4种引射器的推力。表1以引射器1为参照标准,计算了3种波瓣引射器的推力损失。

表1 各引射器推力大小和推力损失

Tab.1 Thrust results and thrust loss of every nozzle - ejector

	引射器1	引射器2	引射器3	引射器4
推力大小/N	2 512.20	2 351.04	2 356.06	2 427.58
推力损失(%)		6.42	6.22	3.37

## 4 结束语

本文从引射器的流场计算入手,采用实验和仿真的方法得到了引射器的流场特性,在此基础上对各引射器的推力性能进行了研究,给出了引射器推力性能仿真的可靠模型。文中针对引射器的内流场的计算,解决了复杂几何结构的几何建模和网格划分的难题,为类似复杂模型的研究提供了可靠的方法。本文只研究了亚音速气流通过引射器后的推力性能,运用该模型还可对超音速气流通过引射器后的推力性能进行计算。

## 参考文献(References):

- [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.  
LI Ligu, ZHANG Jingzhou. Aero nozzle - ejector[M]. Beijing: National defense industry press, 2007. (in Chinese)
- [2] 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 - 26. (in Chinese)
- [3] 张靖周,李立国,高潮,等.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 Ligu, GAO Chao, et al. Model experiments of infrared suppressor for helicopter exhaust system[J]. Journal of infrared and millimeter waves, 2005, 24(2): 125 - 129. (in Chinese)
- [4] 单勇,张靖周.波瓣喷管/气膜冷却混合管气动和红外辐射特性实验[J].航空学报,2008,29(2):309-314.  
SHAN Yong, ZHANG Jingzhou. Experimental on aerodynamic and infrared radiation characteristics of lobed nozzle/film cooling mixing duct[J]. Acta aeronautica et astronautica sinica, 2008, 29(2): 309 - 314. (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] Presz W M, Gousy R G, Morin B L. Forced mixer lobes in ejector designs[R]. AIAA 86 - 1614.

- [7] 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,2008,37(1):30-34.  
KUANG Chuanshu,WANG Xianwei. Analysis on the pumping performance of the lobed nozzle infrared suppressor installed on helicopter[J]. Helicopter technique, 2008,37(1):30-34. (in Chinese)
- [8] Barth T J,Jespersen D. The design and application of up - wind schemes on unstructured meshes [R]. AIAA 89 - 0366.
- [9] Holmes D G,Connell S D. Solution of the 2D Navier - Stokes equations on unstructured adaptive grids[R]. AIAA 89 - 1932.
- [10] Rauch R D,Batira J T,Yang N T Y. Spatial adaption procedures on unstructured meshes for accurate unsteady aero dynamic flow computations[R]. AIAA 91 - 1106.
- [11] Menter F R. Two - equation eddy - viscosity turbulence models for engineering applications[J]. AIAA journal,1994,32(8):1598 - 1605.
- [12] 王新月. 气体动力学基础[M]. 西安:西北工业大学出版社,2006.  
WANG Xinyue. Aerodynamic foundation[M]. Xi'an: Northwest industrial university press, 2006. (in Chinese)
- [13] H Hu. Dual - plane stereoscopic PIV measurements in a lobed jet mixing flow[R]. AIAA 2005 - 443.
- [14] 何立明. 飞机推进系统原理[M]. 北京:国防工业出版社,2006.  
HE Liming. The principle of flight vehicle propulsion system[M]. Beijing: National defense industry press,2006. (in Chinese)

(编辑:徐敏)

## Experiment and Simulation of Aviation Nozzle - ejector's Mixing and Thrust Capability

WEN Bin, JIANG Yong, MEI Fei, FANG Hao - bai

(Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an, 710038, China)

**Abstract:** Based on the characteristic of aviation nozzle - ejector's wake - flow field, the modeling of study the flow in the nozzle - ejector and wake - flow field is conducted through numerical simulation, the whole flow field's basic parameter with the model is got. Analyzing the flow field of the nozzle - ejector's exhaust plane and validating the model through the experiment of certain aero - engine, the result indicates that the model can reflect the wake - flow field practically. At last, the thrust of every nozzle - ejector is calculated by the way of area element and the thrust loss of the lobe nozzle - ejector relative to the 1st nozzle - ejector is got.

**Keywords:** nozzle - ejector; calculation of wake - flow field; nozzle - ejector's exhaust plane; the loss of thrust; experiment verification

(上接第17页)

## Calculation on the Vulnerability of Aircraft from A Focusing Warhead

ZHAO Chen - zhong, HAN Qing

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** The survivability has been one of the significant technical index for military aircraft, and the primary purpose of calculation on vulnerability for aircraft is to evaluate survivability and provide theoretical guidance for enhancement of survivability. This contention about this paper is to be erected power field of focusing warhead, considering demolish of waves for explosions and piercing of global and quadrate devastating element, looking upon static dispersion angle as a design parameter, through simulating flight of the fragment of the focusing warhead in modern airwar. This paper studies vulnerability of multiple hits different devastating elements in power field of focusing war - head. An example for calculation is showed, compared with conventional warhead that a focusing warhead can make a higher damaging probability for aircraft.

**Key words:** vulnerability; focusing warhead; damaging probability; survivability