

## 环形引射器流场研究

崔明功<sup>1</sup>, 郭 然<sup>2</sup>

(1. 北京航天试验技术研究所, 北京 100074; 2. 北京雷特新技术实业公司, 北京 100074)

**摘 要:** 采用数值模拟与缩比试验相结合的方法, 对环形引射器内部流场进行了分析, 对数值模拟结果与缩比试验结果进行了比对, 验证了数值仿真模型及选取的控制方程的有效性和准确性。结果表明, 采用数值模拟得到的结果与缩比试验结果基本一致, 数值模拟能够正确反映环形引射器流场状况。

**关键词:** 环形引射器; 缩比试验; 流场; 数值模拟

**中图分类号:** V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2015) 02-0075-04

## Study on flow field of annular ejector

CUI Ming-gong<sup>1</sup>, GUO Ran<sup>2</sup>

(1. Beijing Institute of Aerospace Test Technology, Beijing 100074, China;

2. Beijing Rate New Technology Corporation, Beijing 100074, China)

**Abstract:** Numerical simulation and sub-scale test was applied to analyse flow field of annular ejector. The results of the numerical simulation and sub-scale test are compared, which prove that the numerical simulation model and the selected control equation are effective and correct. The results show that the results of numerical simulation and sub-scale test are basically same, and flow field of the annular ejector can be reflected accurately by numerical simulation.

**Keywords:** annular ejector; sub-scale test; flow field; numerical simulation

### 0 引言

新一代大型火箭发动机具有尺寸大、推力大、流量大、燃气总温高等特点, 这给高模试验设备研制与建设提出了极高要求。国外大型火箭发动机高空模拟试车台绝大多数采用了真空舱、扩压器、环形引射器的结构方案<sup>[1-2]</sup>。目前环形引射器资料较少, 环形引射器又涉及两相流、超音

速混合、激波等复杂问题, 影响因素多, 理论设计结果往往存在一定偏差, 需要从试验、数值模拟两方面进行环形引射器的流场特性研究。

本文以环形引射器的缩比模型来进行试验研究, 并以氮气作为环形引射器的模拟负载, 在取得各工况的试验数据基础上, 利用数值模拟对缩比模型进行了流场特性分析。对数值模拟结果与试验结果进行了比对。最后对数值模拟过程中遇

收稿日期: 2014-09-22; 修回日期: 2014-12-10

作者简介: 崔明功 (1981—), 男, 高级工程师, 研究领域为液体火箭发动机试验技术

到的问题进行了分析,并修正了数值仿真模型。

## 1 缩比试验介绍

### 1.1 试验原理

为减少设备规模,降低试验成本,试验采用缩比模型来模拟真实产品工作状态,并利用氮气代替发动机点火产生的燃气。引射工质采用实际工作蒸汽。这种方式既保证了低试验成本又能模拟全尺寸产品的真实工作状态,对后续设计具有实际指导性意义。

试验系统由氮气供气系统、蒸汽供气系统、测控系统及缩比试验模型组成<sup>[3]</sup>。试验过程中高压氮气通过减压器调整至所需压力,并通过氮气喷嘴形成超音速气流来模拟发动机燃气。气流通过扩压器时,利用自身的引射效果使真空舱产生真空。环形引射器位于扩压器后,高压蒸汽通过超音速引射喷嘴膨胀形成高速低压引射气流进入环形引射器管道内,并与低压低动能的被引射流在环形引射器管道内进行充分混合,最后达到排放压力排放至周围环境中。

### 1.2 缩比模型结构及参数

缩比试验模型结构如图 1 所示,模型由真空舱,氮气喷嘴,扩压器,环形引射器,压力测点等组成<sup>[4]</sup>。

1) 真空舱为圆柱形,直径为 150 mm,长 200 mm,两端焊接法兰,并分别与端盖连接。上游端盖中心装有 M36×1 内螺纹,与氮气喷嘴螺纹连接,方便氮气喷嘴轴向位置变化。下游端盖带有氮气喷嘴径向固定装置,用于保证模拟喷管与真空舱、出口法兰同心。

2) 氮气喷嘴出口直径 28 mm,喉部直径 6 mm,喷管扩张角 17°,喷管收敛角 60°。

3) 二次喉道扩压器由入口段、收敛段和喉部段组成。内型面尺寸:入口直径 54 mm,收敛半角 6°,喉部直径 40 mm,喉部长径比 7.0。

4) 环形引射器由蒸汽喷嘴和混合扩压段组成。蒸汽喷嘴为单边膨胀拉瓦尔喷嘴,收敛半角 30°,扩张半角分别为 15°,喷管膨胀比约 6.20。混合扩压段为等截面混合扩压段,直径 110 mm,长 359 mm,共 3 段。



1-氮气喷嘴; 2-真空舱; 3-扩压器;  
4-蒸汽供气口; 5-环引喷嘴; 6-测压点

图 1 缩比模型结构

Fig. 1 Structure of sub-scale model

试验过程中利用氮气作为负载,氮气供气压力为 0~6.5 MPa 连续可调。利用蒸汽作为引射工质,蒸汽压力在 0~0.8 MPa 连续可调。为摸清缩比模型工作性能,按如下工况进行调试: 1) 无负载情况下,通过调整蒸汽压力,取得环引的启动特性; 2) 在环引额定工作压力下,通过调整氮气负载的压力,获得负载与扩压器及环引的匹配性。环引工作参数如表 1 所示。

表 1 环引工作参数

Tab. 1 Working parameters of annular ejector

参数	数值
蒸汽压力/MPa	0~0.8
蒸汽温度/℃	180
氮气压力/MPa	0~6.5
环引出口压力/MPa	0.1

## 2 数值模拟

### 2.1 建立数值模型

以缩比试验中的环引尺寸为基础对环引进行网格划分,为了简化网格划分,考虑到环引上方的蒸汽入口速度较低,对环引的网格划分进行了简化<sup>[5]</sup>。将蒸汽入口由垂直进入简化为水平进入,简化了网格数量,方便了数值模拟,具体如图 2 和图 3 所示。

### 2.2 建立求解模型

由于引射器几何结构和流场结构均为轴对称,因此采用控制方程为二维轴对称雷诺平均 N-S 方程,湍流模型采用标准  $k-\epsilon$  方程模型,采用稳态算法,求解器用 Coupled 方法,时间步进法求解 N-S 方程,对连续性方程、动量方程和能量方程进行耦合求解<sup>[6-7]</sup>。



图 2 环引数值模拟网格划分

Fig. 2 Grid partition of annular ejector numerical simulation

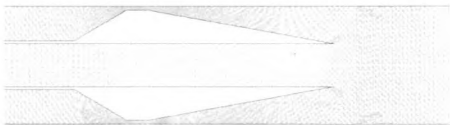


图 3 环引网格局部放大

Fig. 3 Grid local amplification of annular ejector

3 流场分析

下面以典型工况为例介绍数值模拟计算过程。

本例负载氮气总压为 4.8 MPa, 环引中氮气入口压力为 130 kPa(超音速), 蒸汽压力 0.67 MPa 进行数值模拟计算并与实际试验结果进行对比。

利用 Fluent 对环形引射器在一定工作条件下的流场进行分析, 环引内部压力分布如图 4 和图 5 所示。从图中能够看出引射流及被引射流在相交后产生斜激波, 每经过一道激波管内压力就会升高, 从图中还能够看到在环引出口处有激波产生。数值模拟结果为出口压力 60.825 kPa, 这与缩比试验所得数据 61.292 kPa 完全相符。

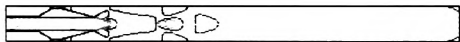


图 4 管内压力等压线分布

Fig. 4 Pressure contours distribution in pipe

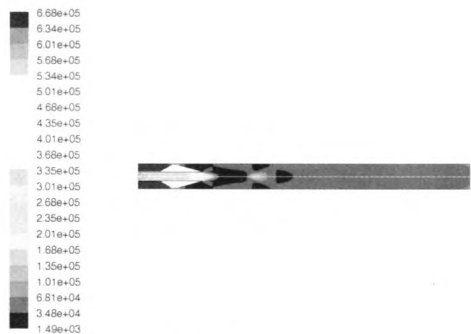


图 5 管内压力分布

Fig. 5 Pressure distribution in pipe

环引中心轴线上的压力分布如图 6 所示。从轴线压力分布图可以看出气流相遇后随着马赫数的急剧增加, 管内压力突然下降, 后在激波的作用下压力逐渐恢复最终在 60 kPa 时排出管外。

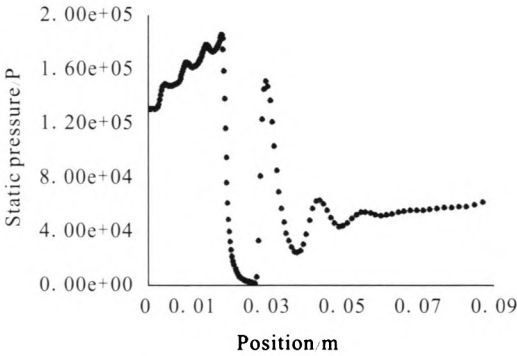


图 6 环引轴线压力分布

Fig. 6 Pressure distribution along with axis of annular ejector

环引内部马赫数分布如图 7 所示。从图 7 马赫数分布, 可以清楚的看到激波系马赫盘。每经过一道激波马赫数就降低。这样马赫数就由最高时的 6.71 降低到出口时的 2.039, 从而可以判断环引出口为超音速气流。

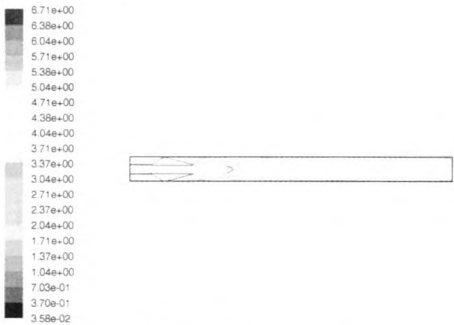


图 7 马赫数分布

Fig. 7 Distribution of Mach number contours

4 试验验证过程

将缩比试验结果与数值模拟结果进行比较。取 3 次不同试验工况作为参照, 试验工况如下:

工况 1: 氮气压力为 4.8 MPa, 蒸汽压力为 0.67 MPa; 工况 2: 氮气压力为 0 MPa, 蒸汽压力为 0.6 MPa; 工况 3: 氮气压力为 0 MPa, 蒸汽压力为 0.5 MPa。

结果如表 2, 表 3 和表 4 所示。 $P_1$ 、 $P_2$  和  $P_3$  代表环引中不同位置的真空测点(见图 1)。从表中可以看出数值模拟结果基本和试验结果保持一致, 说明利用本论文的数值模型及求解模型对环引的仿真基本能实现对流场基本情况的真实反应。

表 2 工况 1

Tab. 2 Working condition (1)		
测点名称	缩比试验结/kPa	数值模拟结果/kPa
$P_1$	34.5	35.5
$P_2$	26.9	28.5
$P_3$	61.3	59.4

表 3 工况 2

Tab. 3 Working condition (2)		
测点名称	缩比试验结/kPa	数值模拟结果/kPa
$P_1$	26.9	28.1
$P_2$	32.5	33.2
$P_3$	77.8	76.5

表 4 工况 3

Tab. 4 Working condition (3)		
测点名称	缩比试验结/kPa	数值模拟结果/kPa
$P_1$	14.3	16.7
$P_2$	41.1	45.3
$P_3$	93.8	101

在负载(氮气)压力 1.5 MPa, 蒸汽压力 0.674 MPa 时对环形引射器进行仿真, 仿真结果出现很大误差, 经过分析发现经过喷嘴及扩压器后的氮气, 试验结果为超音速流体, 而仿真结果却为亚音速流体。不管如何设置氮气的入口超音速压力, 仿真结果却一直为亚音速, 最终导致环引内流场与试验值有很大差别。初步分析这可能是 Fluent 计算时在某种情况下遇到双解, 而默认选择入口为亚音速作为正解。为克服这种情况, 对试验系统进行了整体仿真。

图 8 为仅对环引模拟时的压力分布图。可以看出负载的入口压力达到了将近 1 MPa, 明显为亚音速, 而试验数值入口压力为 32 kPa, 为超音速气流。

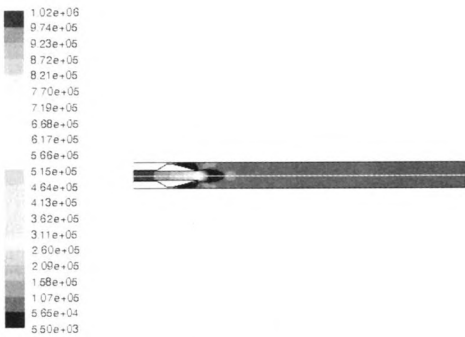


图 8 管内压力分布

Fig. 8 Pressure distribution in pipe

为解决上述问题, 对这种工况下的环引进行了全系统的数值模拟(如图 9 所示)。



图 9 全系统数值模拟压力分布图

Fig. 9 Pressure distribution of numerical simulation for total system

全系统数值模拟与缩比试验结果比对如表 5 所示。

表 5 全系统数值模拟与缩比试验结果比对

Tab. 5 Comparison of total system numerical simulation and sub-scale test results		
测点名称	缩比试验结/kPa	数值模拟结果/kPa
$P_1$	27.15	27.62
$P_2$	25.25	25.3
$P_3$	69.54	71.9

(下转第 86 页)

## 参考文献:

- [1] BEALE D K. Experimental measurement of venturi discharge coefficient including sensitivity to geometric and flow quality variables, AIAA 1999-0304[R]. USA: AIAA, 1999.
- [2] WANG F J. The analysis of computational fluid dynamics: principle and application of CFD software[M]. Beijing: Qinghua University Press, 2004.
- [3] DABIRI S, SIRIGNANO S A, JOSEPH D D. Cavitation in an orifice flow, AIAA-2007-1118[R]. USA: AIAA, 2007.
- [4] XU Chang-hai, HEISTER S D, COLLICOTT S H, et al. Modeling cavitating Venturi flows, AIAA 2002-3699[R]. USA: AIAA, 2002.
- [5] 史刚, 梁国柱. 以  $N_2O$  为工质的汽蚀文氏管流场仿真[J]. 航空动力学报, 2012, 27(2): 465-471.
- [6] SINGHAL A K, ATHAVALE M M, LI Hui-ying, et al. Mathematical basis and validation of the full cavitation model[J]. Journal of Fluids Engineering, 2002, 124(3): 617-624.

(编辑: 马 杰)

(上接第 78 页)

## 5 结论

数值模拟能够较为真实地反映出环形引射器内部流场状态, 能够得到与实际比较吻合的数值模拟结果。在科研过程中, 本方法可以作为环形引射器设计及验证的基础, 有利于节约环形引射器研制费用, 缩短研制周期。

## 参考文献:

- [1] BAUER R C, CERMEN R. The effect of second throat geometry on the performance of ejectors without induced flow, AEDC-TN-61-133[R]. [S.l.]: AEDC, 1961.
- [2] JONES W L, FRICE H G, LORENZO C F. Experimental study of zero-flow ejectors using gaseous nitrogen [R]. NASA TND-203.
- [3] 何德胜, 鲍福延. 一种超音速环形引射器冷流缩比试验方法[J]. 固体火箭技术, 2011, 34(5): 655-658.
- [4] 赵宏. 超音速环形蒸汽引射器启动特性试验研究[J]. 火箭推进, 2010, 36(2): 48-52.
- [5] 刘泽军, 胡小平. 超声速环形蒸汽引射器凝结流场数值研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2010 (1): 39-42.
- [6] 徐万武, 王振国. 环型超声速空气引射器零二次流流场数值研究[J]. 推进技术, 2003, 24(1): 36-38.
- [7] 范威. 混合室对零二次流环形超声速引射器性能的影响[J]. 火箭推进, 2011, 37(3): 22-25.
- [8] 韩占忠. 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, 2007.

(编辑: 王建喜)