

引射喷管流量及推力特性数值研究

邓文剑*, 代瑛, 王家启

中航工业第一飞机设计研究院, 陕西 西安 710089

摘要: 设计了多个引射喷管方案对引射喷管的流量和推力特性进行了研究。采用数值模拟手段对这些方案进行了多状态的性能计算, 详细总结各方案在不同状态下的性能特点及规律, 并从理论角度对引起其变化规律的原因进行了详细分析。研究结果表明外管道出口几何尺寸对引射喷管性能影响规律是随主喷管落压比的不同而不同的。

关键词: 引射喷管; 次流流量; 推力; 数值模拟

中图分类号: V228.7 **文献标识码:** A **文章编号:** 1007-5453 (2014) 06-0009-05

引射喷管在航空领域应用广泛, 其主要作用有增推、冷却、抑制红外辐射等。可以作短暂超音速飞行的亚音速飞机、低超音速飞机的喷管一般设计成不可调的收缩喷管, 以降低系统的质量、体积和复杂度, 提高系统的可靠性。它们在进行超音速飞行和大推力飞行状态下, 涡轮出口燃气落压比会超过收缩喷管临界落压比, 造成较大的推力损失。引射喷管能以很少的系统代价让这股燃气流的“潜能”发挥出来, 其增推工作原理是依靠次流形成自动调节的“气动壁面”, 使得不可调节的收缩主喷管在与外管道的配合下, 变为喉道面积与出口面积之比可自动调节的拉瓦尔喷管, 从而将燃气主流的内能充分转化为飞机的推力。所以, 引射喷管技术在这类飞机设计中得到非常广泛的应用。

引射尾喷管的设计和推力特性估算一般可用准一维理论来进行, 但该方法是在一定的理论简化和假设基础上的, 基于此方法设计出的方案和计算出的性能与实际情况存在较大差距, 主要因为主、次流间的掺混过程非常复杂, 伴随着复杂的能量、动量掺混过程, 其掺混过程中的耗损机理还没有相对准确的理论对其进行计算, 从国内外公开的文献资料来看, 专门针对喷气飞机增推引射喷管的系统研究还很少, 文献[1]研究了后缘开缝喷嘴和花瓣喷嘴对掺混性能的影响; 文献[2]研究了引射压力恢复系统; 文献[3]研究了涡轴发动机排气系统中引射喷管对冷却和抑制红外辐射的性能;

文献[4]研究了不同外管道面积和位置对引射流量就压力恢复的影响规律。

通过为某收缩主喷管匹配不同外管道方案, 以获得外管道长度和出口面积对引射喷管流量和推力性能的影响规律为目标, 运用数值方法进行了研究。

1 设计方案及数值方法

针对某收缩主喷管一共设计了6个引射喷管方案, 这6个方案的外管道进口直径 D_4 也都相同, 所不同的是外管道出口直径 D_3 和外管道长度 L 为主喷管出口面和外管道出口面间的距离。各方案示意图见图1, 其具体几何参数见表1, 其中Case0为只有主喷管的收缩喷管方案。

数值计算采用商业软件CFX完成, 求解了三维雷诺平均N-S方程, 湍流模型采用了Realizable κ - ϵ 双方程模型; 采用二阶迎风格式对连续方程、动量方程和能量方程进行耦合求解, 湍流输运方程采用非耦合求解; 采用隐式方法进行时间上的迭代推进。

选择某飞行状态下的大气流场作为计算的外场, 参照实际流动情况, 扣除掉流动过程损失, 外管道进口总压选定为环境总压的85%, 通过改变主喷管进口总压来模拟不同落压比状态下喷管的流态和性能。表2给出了各计算状态下主喷管落压比值 κ 。

收稿日期: 2013-10-23; 退修日期: 2014-04-15; 录用日期: 2014-05-10

*通讯作者. Tel.: 029-8683276 E-mail: dengwenjian5@sohu.com

引用格式: DENG Wenjian, DAI Ying, WANG Jiaqi. Numerical investigation on mass-flow and thrust performance of the ejector-nozzle[J]. Aeronautical Science & Technology, 2014, 25(06): 09-13. 邓文剑, 代瑛, 王家启. 引射喷管流量及推力特性数值研究[J]. 航空科学技术, 2014, 25(06): 09-13.

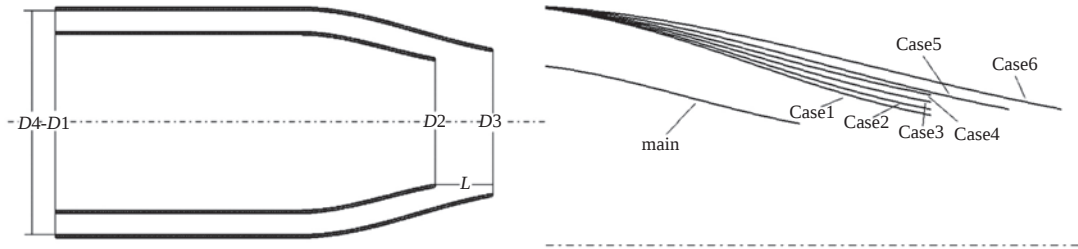


图1 各引射喷管方案剖面示意图
Fig.1 Section plane of ejector-nozzle

表1 各方案主要特征几何参数
Table1 Main size of different ejectoe-nozzle proposal

方案	几何参数	
	D3/D2	L/D2
Case1	1.06	0.5
Case2	1.10	0.5
Case3	1.15	0.5
Case4	1.20	0.5
Case5	1.10	0.8
Case6	1.10	1.0

表2 各计算状态主喷管落压比
Table2 Main nozzle pressure ration at different state

状态	状态参数/ κ
State1	5.4
State2	4.4
State3	3.2
State4	2.6
State5	2.1

2 计算结果及分析

2.1 外管道出口直径对性能的影响

表3为Case1、Case2、Case3、Case4这4个外管道出口直径各不相同的引射喷管方案的次流流量和推力性能, μ 为引射喷管的次流流量系数、 τ 为引射喷管的推力系数,其定义如下:

$$\mu = \frac{m_e}{m_p} \quad (1)$$

式中: m_e 为次流流量, m_p 为主喷管流量。

$$\tau = \frac{T_e}{T_p} \quad (2)$$

式中: T_e 为引射喷管推力, T_p 为相同状态下收缩喷管推力。

从表3可知,在落压比 κ 为5.4时,Case1、Case2和Case3中的次流流量为零,说明此时引射喷管进入了“扼流”状态;当 $\kappa=4.4$ 时,Case1和Case2进入了“扼流”状态;其它 κ 值状态下,各方案都没有进入“扼流”状态,次流流量系数 μ 随外管道出口直径的增大而增大;同一个方案在不同的 κ 值下,其 μ 值随 κ 值的减小而增大。

图2为其中几个状态下,引射喷管掺混段壁面附近的流线图。在大落压比下,主喷管出口气流继续膨胀,在足够大的落压比下,主流将“撞击”到外管道内壁面上,使外管道内的流动造成堵塞,次流流量为零;如果此时降低主喷管的落压比或增大外管道的管径,使得主流不能达到外管道壁面,引射喷管就会退出“扼流”状态,将有次流流通,离“扼流”状态越远,次流流量越大。状态State3下,由于Case4外管道出口直径大于Case2的直径,因此离“扼流”状态相对较远,次流通道面积较大,所以次流流量较大。

图3为喷管中心轴线上马赫数及压力分布曲线,图上A点表示主喷管出口面位置,B点表示外管道出口面位置, rt 为特征长度,其值为主喷管出口半径。图4为过喷管中心轴线纵剖面上的马赫分布云图。从这两个图可以看出,状态State1下,主喷管和外管道内都达到了超临界状态,气流在出口后

表3 不同出口直径外管道的引射喷管计算性能表
Table3 Performance of different ejector-nozzle proposals

方案	State1		State2		State3		State4		State5	
	μ	τ	μ	τ	μ	τ	μ	τ	μ	τ
case1	0.0000	1.0168	0.0000	1.0106	0.0159	0.9907	0.0395	0.9778	0.1338	0.9059
case2	0.0000	1.0297	0.0000	1.0180	0.0364	0.9881	0.0596	0.9773	0.1831	0.8908
case3	0.0000	1.0361	0.0156	1.0196	0.0573	0.9842	0.0876	0.9756	0.2635	0.8726
case4	0.0127	1.0348	0.0347	1.0130	0.0825	0.9784	0.1211	0.9726	0.3388	0.8509
case0	/	1.0000	/	1.0000	/	1.0000	/	1.0000	/	1.0000

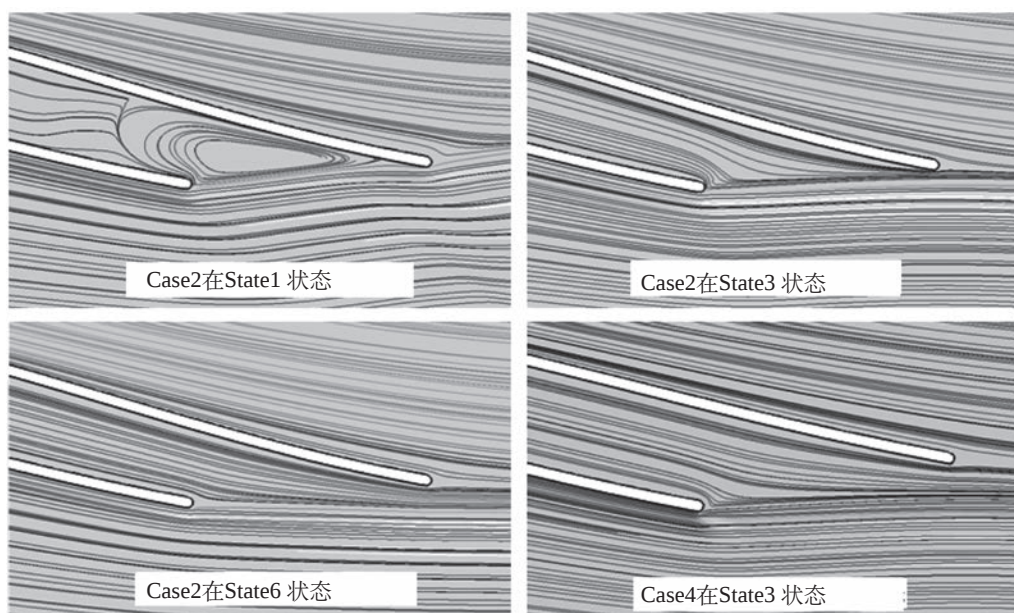


图2 掺混段内的流线分布

Fig.2 Streamline at mixing section

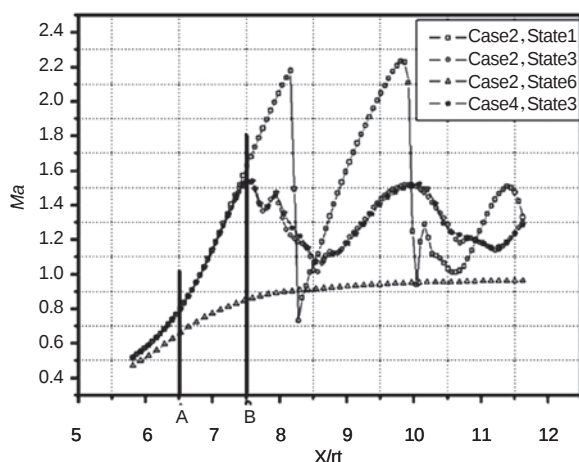
继续膨胀,经过一连串的激波系进行能量衰减,状态State3下只是在主喷管内到达了超临界以上,在掺混段内出现了过膨胀,由此在外管道出口面处,通过一道压缩波使静压提高到外场静压;状态State6下整个喷管内都处于亚临界状态。

通过流场分析可以得知:状态State1下,相对单独收缩管道而言,由于主流在掺混段内继续膨胀,主流的压力能进一步转化为速度,由此其推力系数大于1,状态State3下,虽然在掺混段内主流也将进一步加速膨胀,但由于出现了一定程度的过度膨胀,造成推力的损失,另外由于一定的次流流量也会造成相应的推力损失,所以综合下来,其推力系数略小于1;状态State6

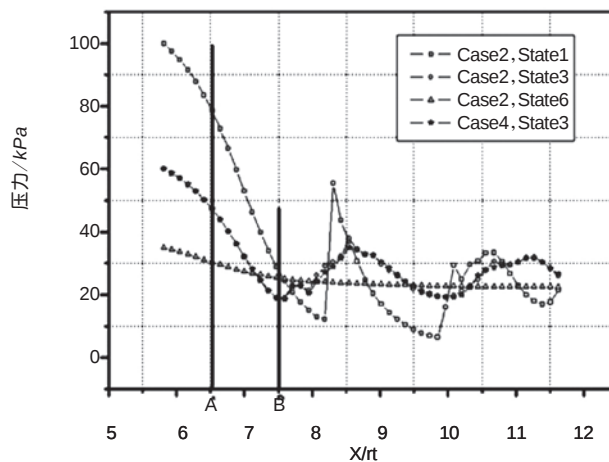
下,掺混段内的加速膨胀带来的推力收益很小,次流带来的推力损失占绝大部分,因此其推力系数远小于1。状态State3下,由于Case4外管道出口直径大于Case2的直径,次流流量较大,由于次流会带来推力损失,所以其推力系数要小于Case2。

2.2 外管道出口长度对性能的影响

表4列出了不同外管道长度方案Case2、Case5、Case6和单独收敛喷管方案Case0在不同状态下的计算性能。从表4可知,相同的状态下,随着外管道长度的增加,次流流量系数升高,推力系数降低;不同状态下,主流落压比越高,次流流量系数越低,推力系数越高。



(a) 马赫数分布曲线



(b) 压力分布曲线

图3 喷管中心线上马赫数和压力分布

Fig.3 Mach and pressure distribution at center line of nozzle

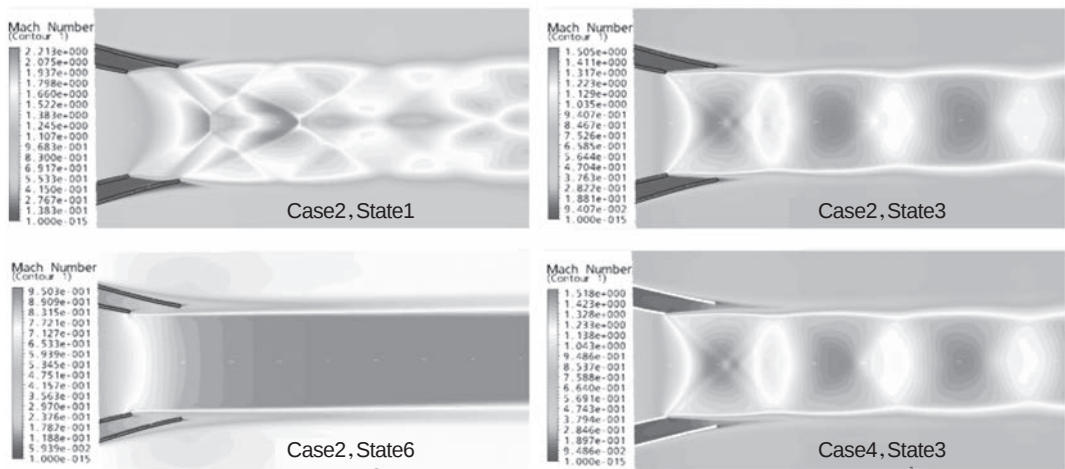


图4 喷管中心纵剖面上马赫云图
Fig.4 Mach distribution at section plane of nozzle

表4 不同长度外管道的引射喷管计算性能表
Table4 Performance of some ejector-nozzle

方案	State2		State3		State4	
	μ	τ	μ	τ	μ	τ
Case2	0.0000	1.0180	0.0364	0.9881	0.0596	0.9773
Case5	0.0000	1.0156	0.0464	0.9831	0.0697	0.9709
Case6	0.0090	0.9787	0.0521	0.9701	0.0717	0.9657
Case0	/	1.0000	/	1.0000	/	1.0000

这样的性能特点是由引射喷管结构决定的:主/次流之间主要靠气体粘性切应力来进行质量、动量和能量的交换,其它条件相同的情况下,接触面积越大,相应物理量之间的交换能力就越强。外管道越长,主流和次流的掺混面积越大,

因此次流流量越大。

大落压比状态State2下,Case2和Case5处于次流“扼流”状态,因Case5比Case2的外管道长,所以其壁面摩擦损失要大;Case6有很少的次流流量,因此除了更大的外管道壁面摩擦外,还有相应的“次流阻力”,其推力系数进一步降低。状态State3和State4下,各方案的次流流量都不为零,且外管道出口壁面附近压力值基本相等(图5为外管道出口面上压力径向分布曲线),都接近远场压力值。由于次流的来流总压比远场总压低(为远场总压的85%),在压力值与远场压力值相等的情况下,其流速必然要比远场流速低,因此会带来相应的“次流阻力”,所以次流流量越大,推力系数必然越低。

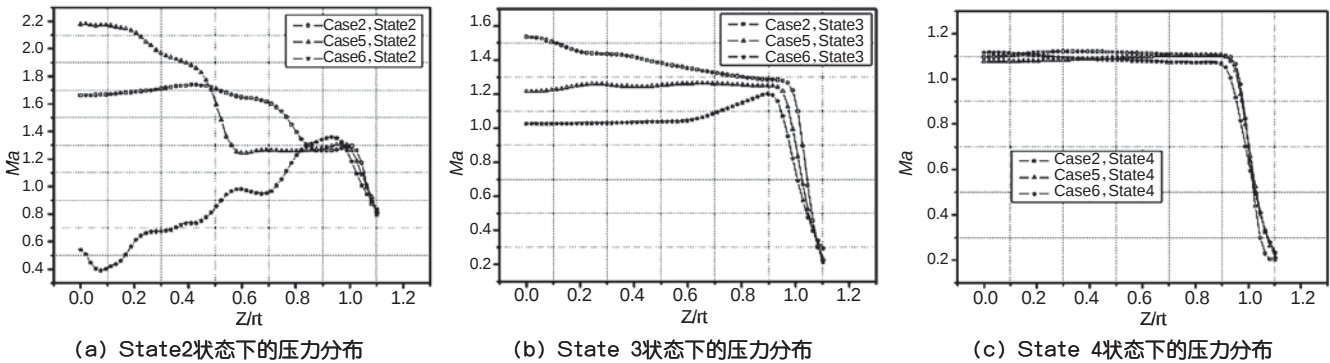


图5 外管道出口面上压力径向分布
Fig.5 Pressure distribution in radial direction at outlet of nozzle

3 结束语

通过研究可以得知:

(1) 外管道进入“扼流”状态后,次流流量系数为零,引射喷管推力系数随外管道出口面积的增加而增大;推力系

数随外管道长度的增加而降低;

(2) 无“扼流”状态时,次流流量系数随外管道出口面积的增加而增大,引射喷管推力系数由外管道面积和主流落压比共同决定,当外管道出口面积使得主流继续膨胀带来的推

力收益大于次流阻力时, 推力系数大于1, 否则推力系数将小于1;

(3) 无“扼流”状态时, 外管道长度增加, 次流流量系数升高, 推力系数降低。

主喷管大落压比工作状态下, 较大的外管道出口面积对“增推”效果有利, 但会造成小落压比状态下较大的推力损失; 主喷管小落压比工作状态下, 较小的外管道出口面积在通过一定次流流量的同时, 能保证较小的推力损失, 但在大落压比状态下, “增推”效果不够。因此此类引射喷管外管道设计的关键是根据飞机实际飞行剖面, 选择最有利的设计点, 确定外管道出口面积。

AST

参考文献

- [1] 廖达雄, 陈吉明, 余永生. 引射器增强混合喷嘴性能试验研究[J]. 试验流体力学, 2007, 21(3): 24-29.
LIAO Daxiong, CHEN Jiming, YU Yongsheng. Experimental study on the performance of mixing-enhancing in ejectors[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2007, 21(3): 24-29. (in Chinese)
- [2] 刘化勇. 超声速引射器的数值模拟方法及其引射特性研究[D]. 中国空气动力研究与发展中心, 2009.
LIU Huayong. Development of Numerical Method and Investigation on Performances of Supersonic Ejectors [D]. China Aerodynamics Research and Development Center Graduate School, 2009. (in Chinese)

- [3] 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): 309-313.

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): 309-313. (in Chinese)

- [4] 王广振, 吴寿生, 王之珊, 等. 混合管面积和位置对排气引射器性能的影响[J]. 推进技术, 2000, 21(4): 20-23.

WANG Guangzhen, WU Shouzheng, WANG Zhishan, et al. Effect of mixing tube area and position on performances for lobed ejector [J]. Journal Of Propulsion Technology, 2000, 21(4): 20-23. (in Chinese)

作者简介

邓文剑(1980—) 男, 博士, 高级工程师。主要研究方向: 飞机进排气系统设计。

Tel: 029-86832762

E-mail: dengwenjian5@sohu.com

代璞(1982—) 女, 硕士, 工程师。主要研究方向: 飞行器结构设计。

王家启(1968—) 男, 硕士, 研究员。主要研究方向: 飞机进排气系统设计。

Numerical Investigation on Mass-flow and Thrust Performance of the Ejector-nozzle

DENG Wenjian*, DAI Ying, WANG Jiaqi

AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China

Abstract: Several proposals were designed to investigate the thrust and mass-flow performance of the ejector-nozzle. The performance was studied by Numerical method. The results point out that the performance of ejector-nozzle varies with variation of the main nozzle pressure ration and size of the pipe.

Key Words: ejector-nozzle; flow-rate; thrust; numerical simulation

Received: 2013-10-23; Revised: 2014-04-15; Accepted: 2014-05-10

* Corresponding author. Tel. : 029-86832762 E-mail: dengwenjian5@sohu.com