

文章编号: 1000-8055(2009)01-0209-08

环簇式塞式喷管中立体激波的拓扑结构

谢侃, 任军学, 廖云飞, 刘宇
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘要: 采用仅显示环簇式塞式喷管单元间干涉激波区域网格点作为可视化方法对数值模拟结果进行后处理, 得到了直观的三维干涉激波图像, 并归纳得到三种干涉激波的拓扑结构和一种脊状能量泄漏区。结合文献中的实验数据分析了三种拓扑结构所造成的干涉损失, 为设计提供参考。

关键词: 拓扑结构; 激波; 塞式喷管; 火箭发动机

中图分类号: V430

文献标识码: A

Topological structure of stereo shocks in the annular clustered plug nozzle

XIE Kan, REN Jun-xue, LIAO Yun-fei, LIU Yu

(School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: By using a visualization method which only shows the grids of the stereo shock zones between unites of the annular clustered plug nozzle, the numerical results were reprocessed. From the visualized images of the three-dimension interference shock, three kinds of topological structures of interference shock and a kind of ridge contour of energy leak were summarized. The performance loss caused by these three topological structures was analyzed with the aid of the experimental data, thus providing a reference for further design.

Key words: topological structure; shock; plug nozzle; rocket engine

塞式喷管由于具有高度补偿特性因而能提高火箭发动机的全程飞行性能^[1]。而环簇式塞式喷管在液体火箭发动机和固体火箭发动机上都适合采用, 所以国内外对它的相关研究较多^[2-5]。造成环簇式塞式喷管性能降低的主要原因是从内喷管单元流出的燃气在塞锥上互相撞击, 由于燃气流之间方向的调整而产生干涉激波, 使气流不能像在环缝式塞式喷管中那样很好的膨胀造成干涉损失。因此如何减小干涉损失成为环簇式塞式喷管研究热点。由于复杂性, 过去的学者都只局限在二维空间上分析环簇式塞式喷管中干涉激波结

构^[6]。由于方法的局限分析并不深入, 因而对塞锥上干涉激波的认识并不全面; 而由于轴对称的空间形式, 实验设备也很难布置而观察到环簇式塞式喷管中的空间激波图像, 因此也未见有关的实验报道。即使是过去的数值模拟研究, 也没有给出直观的干涉激波结构, 所以对干涉激波的结构以及它造成喷管性能损失的定性结论较笼统。

射流间的干涉激波是分析环簇式塞式喷管性能损失的关键, 是设计环簇式塞式喷管的前提。本文采用自适应网格中按马赫数梯度加密网格^[7]作为可视化方法对数值模拟结果进行后处理, 得到

收稿日期: 2007-12-06; 修订日期: 2008-04-17

基金项目: 国家自然科学基金(50476002)

作者简介: 谢侃(1982-), 男, 湖南株洲人, 博士生, 主要从事航空宇航推进理论与工程研究。

了直观的三维干涉激波图像.在此基础上分析了环簇式塞式喷管从低空到高空时,干涉激波结构的变化,归纳得到三种三维干涉激波的拓扑结构和一种脊状能量泄漏区.并进一步结合冷流实验数据分析得出了三种拓扑结构对环簇式塞式喷管性能的影响,得出供设计参考的定性结论.

1 数值模拟方法

图 1(a)为环簇式塞式喷管结构示意图.模拟计算对象为 Rocketdyne 公司冷流实验用的 8 单元和 16 单元环簇式塞式喷管发动机(见表 1 中的数据,“接触”表示内喷管出口处间隙(基本为 0,见图 1(b))^[5].表 1 中的 ε_M 为内喷管面积比^[4],而总面积比 ε_{CL} 都为 50,实验结果图线在最后的性能分析中给出;两种发动机的几何尺寸见表 2.其中 β 为内喷管轴线与推力轴线的夹角; L 为发动机长度;其余符号见图 1(b).塞锥型面由理想型面造型法得到^[8],具体设计步骤也可参考文献[5],并且两种发动机的截短率都为 30%.工质为冷空气,定义压比 $NPR = p_c / p_a$. p_c 为燃烧室总压, p_a 为外界环境压强.这里空气的 p_c 为 7.6 MPa,总温 T_c 为 300 K.

表 1 冷流试验发动机 ($\gamma=1.4, \varepsilon_{CL}=50$)

Table 1 Motors for cold flow tests ($\gamma=1.4, \varepsilon_{CL}=50$)

实验发动机	基本结构
8 单元 $\varepsilon_M=30.2$	接触,有塞锥
16 单元 $\varepsilon_M=20.7$	接触,有塞锥

表 2 两种发动机几何参数

Table 2 Geometry parameters for two kinds of motors

	$\beta(^{\circ})$	D_{CL}/m	L/m	D_e/m	δ_m
8 单元	5.4	0.190	0.091	0.0499	0
16 单元	9.5	0.196	0.091	0.0525	0

由于对称性,取一个单元的一半进行数值计算,N-S 方程采用二阶迎风格式离散.由于自由流边界处的引射作用,会出现尺寸较大的涡团,塞锥底部也存在类似后台阶流动,所以计算考虑湍流效应,采用 Spalart-Allmaras 湍流模型^[9].S-A 湍流模型为一方程模型,可较好的计算类似自由射流的流动.图 1(c)是计算区域及空间离散网格.数值结果的后处理采用类似自适应网格中按马赫

数梯度加密网格的方法^[7],但只显示被加密的区域.因为流场中存在激波的区域、超音流中的边界层和自由射流中的混合层附近都会有较大的马赫数变化,所以这些区域会一起在后处理的结果中一同被显示出来.

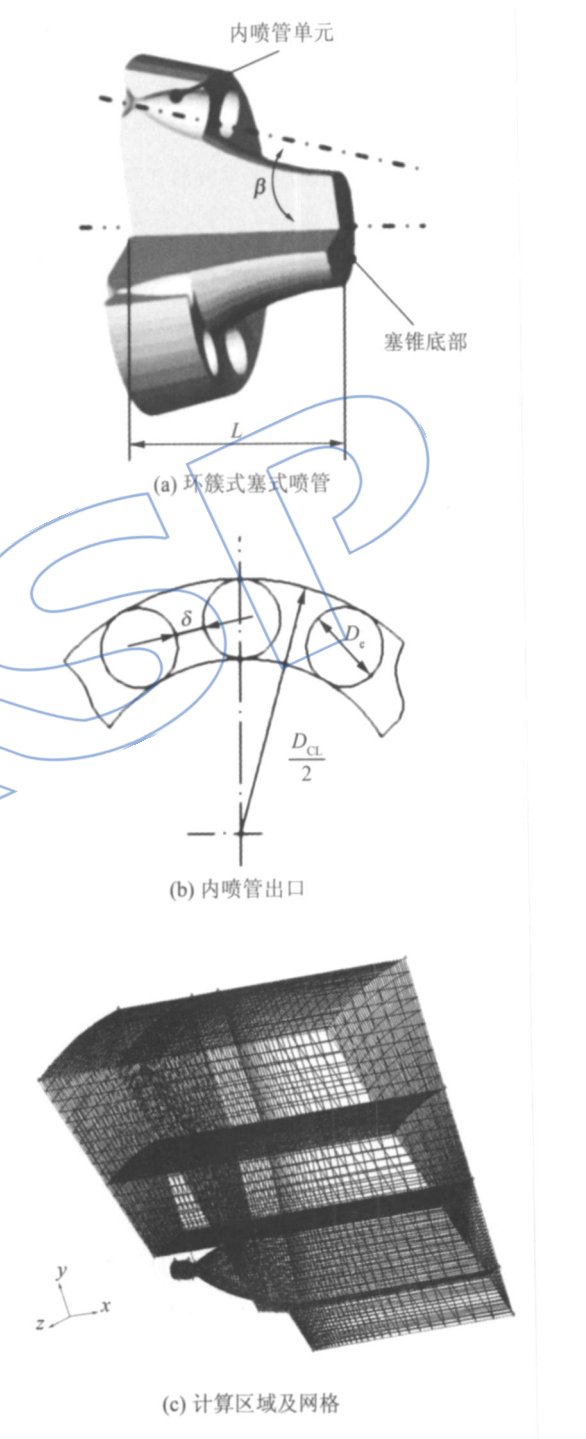


图 1 数值模拟对象

Fig. 1 Geometry model for numerical simulation

2 干涉激波拓扑结构与分析

对于内喷管为传统钟型喷管的环簇式塞式喷

管来说,射流的干涉激波总是存在的,因为燃气流在圆形的内喷管出口处总存在着沿塞锥周向的流动分速,射流间势必会相互碰撞.同时射流与射流撞击的边界处会产生干涉激波以调整气体的流向^[6].干涉激波的产生会造成燃气总压下降,使燃气的膨胀做功能力降低,所以是造成环簇塞式喷管性能降低的主要原因之一.

图 2~图 6 是 8 单元环簇式塞式喷管在不同环境压强下,塞锥上射流间的干涉激波结构,总共考察了 7 个工况点下的情况.其中 $NPR = 100 \sim 500$ 和 $NPR = 1000 \sim 4000$ 分别对应内喷管的过膨胀和欠膨胀情况.按内喷管出口处形成的激波面数和它们的空间相对位置把激波结构分为三种拓扑类型,从低空到高空分别为:茶杯型激波盘、上封闭三波结构、敞开四波结构.

2.1 I型-茶杯型激波盘

图 2 给出了 $NPR = 100$ 时低空的情况,从后处理结果看到,由于内喷管为过膨胀,工质空气受环境压强的压缩从内喷管上唇口发出一道曲面激

波(图 2(a));同时工质空气在流出内喷管时就发生了射流间的碰撞,在内喷管两侧撞击处对称的各产生一道碰撞激波(图 2(b)).由于气流未充分膨胀,碰撞接触面积小,碰撞激波的强度较弱.此时,内喷管下唇口也存在一道向上发展的弱压缩波.上下唇口激波和左右两道碰撞激波由于强度相当,又刚好都打在流场中相近的空间位置上,因此四道曲面波相交的结果形成了一个马赫盘.图 2(c)显示马赫盘的形状近似圆形.马赫盘后已无太明显的波系反射结构.因此在低空时,环簇式塞式喷管如果内喷管为过膨胀,则可以在射流中形成茶杯状的激波结构.

马赫盘实际上是一个正激波,气流流过后存在很大的总压损失.而理想的塞式喷管在低空时,主要靠自由射流感应环境压强,在自由射流边界和壁面之间交替反射产生一系列的压缩波和膨胀波来调整气体的实际流通边界和参数,直到气流压强与环境压强达到一致.由于弱压缩波和膨胀波都可近似看成是等熵过程,所以理想塞式喷管

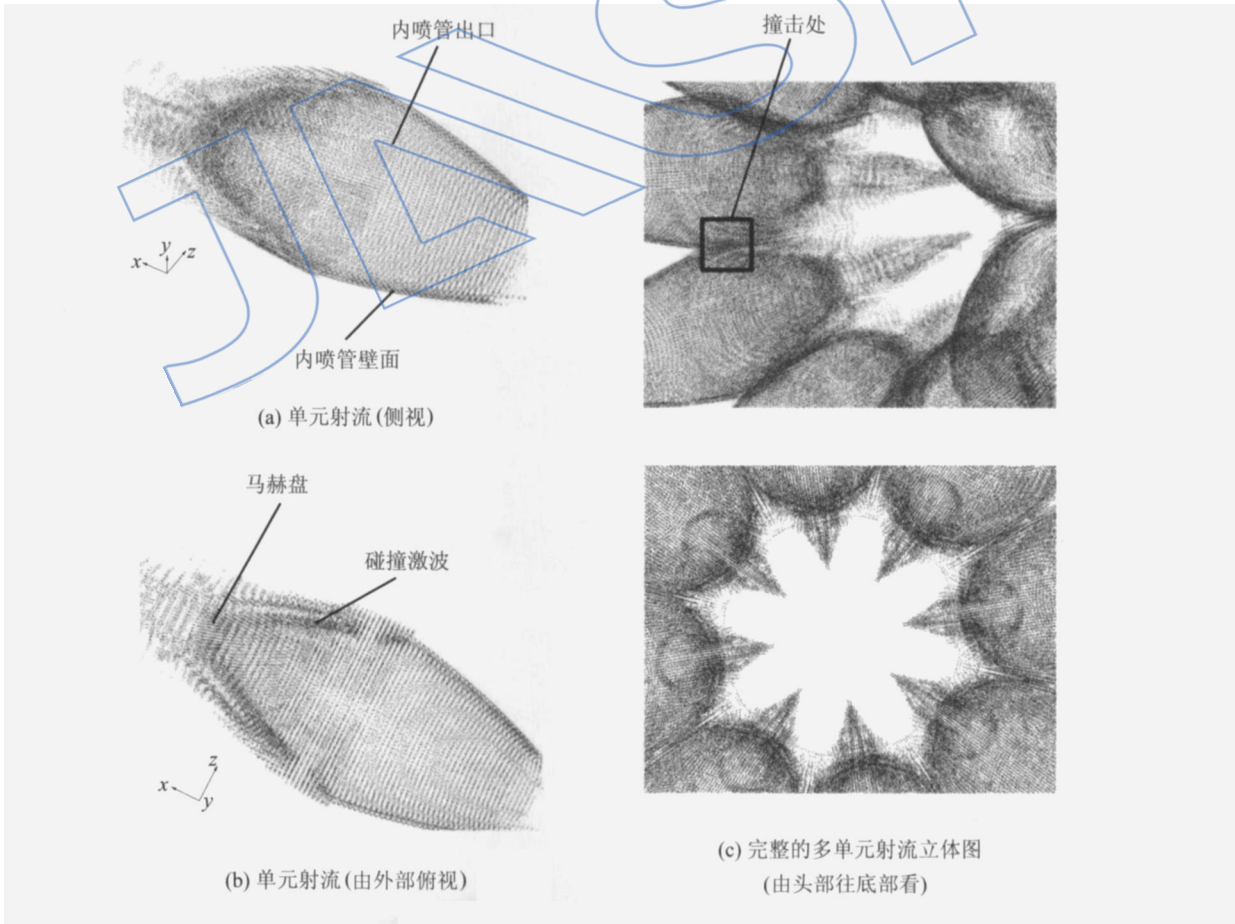


图 2 单元数 = 8, $NPR = 100$ 时的激波结构

Fig. 1 Topological structure of shock (Unites = 8, $NPR = 100$)

效率非常接近 1. 上述补偿原理使塞式喷管在飞行全程都能自动调整达到很高的效率. 但是如果流场调整不是靠交替的压缩波和膨胀波, 而是靠正激波, 此时的塞式喷管与上述理想塞式喷管偏离较大, 塞锥性能下降. 因此如果茶杯型马赫盘存在于塞式喷管的塞锥流场中而不是在底部以后的羽流, 则不利于发挥塞式喷管的高度补偿优势. 进一步讨论将在本节末通过 8 单元和 16 单元的比较给出.

2.2 I型-上封闭三波结构

当环境压强减小, 但内喷管仍过膨胀时, 环簇式塞式喷管中激波结构会发生改变成为另一种构型. 此时从上唇口发出的激波强度减弱, 与塞锥壁面的交点向后移动; 而碰撞激波得到加强, 在射流撞击面间来回反射(图 3(a)). 下唇口发出的压缩波趋于消失. 四道曲面激波剩下三道: 一道上唇口激波和两道对称的碰撞激波. 三道波在空间中互相穿插而过(图 3(a) 和 (b)), 这是碰撞激波得到加强的结果, 上唇口激波并不刚好能打在两道碰撞激波面的交界处, 马赫盘消失. 所以 I 型激波结

构破坏, 演变成为上顶封闭的三波结构. 此时内喷管单元出口处的射流刚好被三道波和塞锥壁面共同围成的曲面三棱柱所包裹. 由图 3(c) 可以直观的看到射流的碰撞接触面和产生碰撞激波的起始位置.

需要指出的是由 I 型造成的单元射流干涉损失主要来源于两道碰撞激波, I 型则主要来源于马赫盘. 图 4 为 $NPR = 300$ 和 500 时的情况, 从图中看出随着塞式喷管所处的高度增加(但内喷管仍过膨胀), 碰撞激波逐渐增强, 两道碰撞激波的交界位置也逐渐往塞锥下游移动, 到 $NPR = 500$ 时在计算域中只能看到两道碰撞波相交叉, 已经看不到在射流碰撞面上的反射波系了(图 4(b)), 说明碰撞波面的反射结构已经移出了计算域之外, 而上唇口激波则是不断减弱的.

2.3 II型-敞开四波结构

在 $NPR = 1000$ 以后, 内喷管为欠膨胀情况, 上唇口发出一簇膨胀波面. 因为膨胀波的存在, 内喷管出口处射流撞击作用明显增强, 射流充分接触, 撞击面上方明显出现了“脊状”的结构(在低空

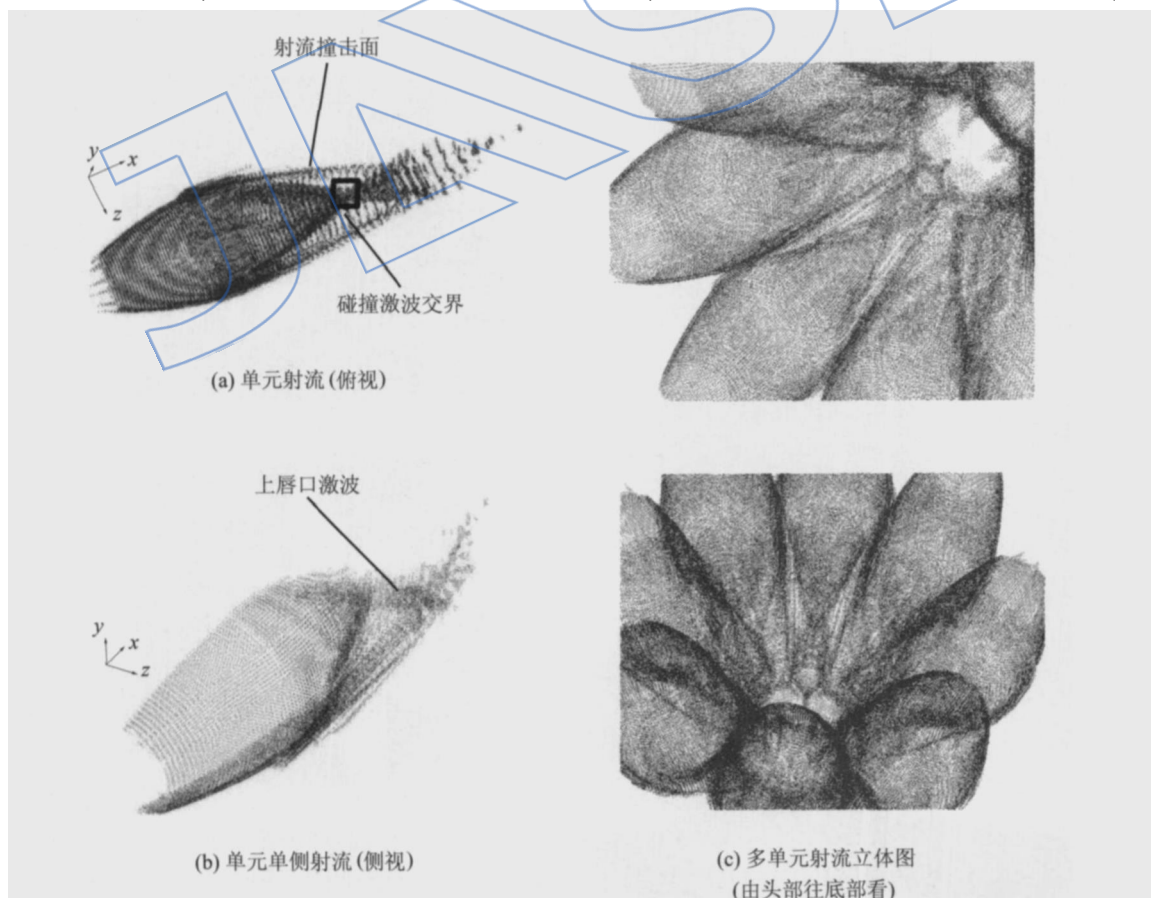


图3 单元数=8, $NPR = 200$ 时的激波结构

Fig. 3 Topological structure of shock (Unites = 8, $NPR = 200$)

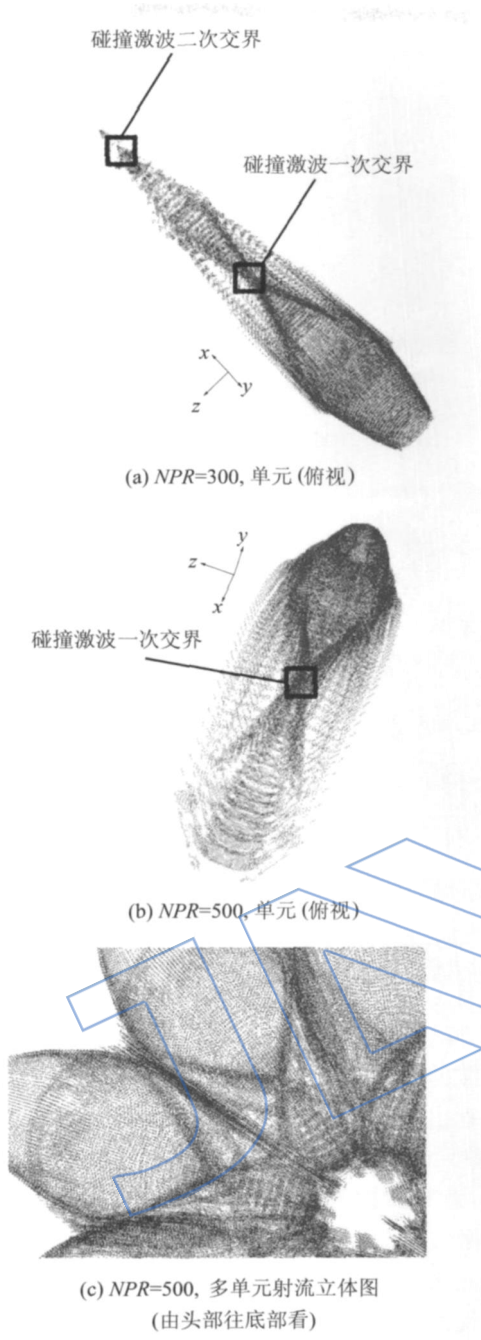


图 4 单元数 = 8, $NPR = 300$ 和 $NPR = 500$ 时的激波结构

Fig. 4 Topological structure of shock
(Unites = 8, $NPR = 300$, $NPR = 500$)

时 $NPR = 700$ 也有类似结构,但不明显),见图 5. 撞击气流脊是依附在射流撞击平面上,它是从主流上“溅射”出来的. 因为从内喷管出口处的气流含有沿塞锥周向的分速,当气体在射流撞击面相撞时,周向的速度分量一刹那变为 0,这部分动能转化为压缩气体的能量,撞击处气体静压升高,于是此处的气体向环境压强小的地方流动,周向动量转化为径向动量. 脊状结构的出现说明了撞击

使能量高的主流气体发生了能量泄漏,因为径向动量的出现不利于沿轴向速度分量的提高,造成比冲降低. 脊状结构是在高空时除干涉激波外又一个造成性能损失的流场结构. 图 6(a) 和 (b) 中的气流速度矢量图也能很好说明上述分析,撞击面上的气流能扩散到比中心对称面上的气流更远离塞锥轴线的地方.

随着环境压强的进一步减小,内喷管上唇口由发出激波变为膨胀波,当上唇口出现膨胀波时,激波由 I 型开始变为 II 型. 除了射流撞击产生的两道碰撞激波(图 6(c) ①为碰撞激波)之外,此时上唇口处气流的自由流面(图 6(c) 中 ④)和碰撞激波面之间有一道附带激波面(图 6(c) 中 ②)产生将它们连接. 以上为单元单侧的情况,在同一个单元的另一侧有完全相同的结构,即一个单元中有两道附带激波分别和两道碰撞激波连在一起. 两道附带激波也斜交在内喷管的对称面上. 图 6(c) 中 ③为相交后的激波,四道波穿过内喷管对称面时的交线在图中可以看到. 附带激波的产生不是由碰撞激波引起的,而是由内喷管上缘处的膨胀波引起的. 由于内喷管欠膨胀而发出的簇膨胀波面使主流中的气流往两侧膨胀,气流为适应射流碰撞区的气流压强和流动方向等参数的改变而产生了将碰撞区和膨胀区隔开的附带激波. 所以在高空存在膨胀波时即使射流间没有碰撞激波,也总会存在附带激波. 所以不能把附带激波和碰撞激波看成同一个激波面. 因此 II 型为四波上下敞开的激波结构.

2.4 激波构型对性能影响分析

图 7(a) 和 (b) 着重对比了在 $NPR = 100$ 时 8 单元和 16 单元环簇式塞式喷管发动机的干涉激波结构. 图 7(c) 给出了 Rocketdyne 公司两种冷流实验发动机的效率 η 随压比 NPR 变化的实验曲线及本文计算结果,从图中看出本文的计算结果与实验结果吻合. 在两者总膨胀比相同的情况下,16 单元的 ε_m 比 8 单元小,但 16 单元的内喷管长度稍短,塞锥部分较长. 16 单元内喷管在低空时也为过膨胀. 由图 7(a) 和 (b) 比较可以看到 I 型结构出现在 16 单元的塞锥流场中,但强度较弱. 那是因为 16 单元内膨胀比小,内喷管出口处马赫数小(即马赫盘前马赫数减小),所以马赫盘为倾斜状,类似一个斜激波(图 7(b)). 如 3.1 中所作的分析,16 单元塞锥的低空性能会有较大干涉损失,但同时小膨胀比的内喷管在过膨胀时产生的负推力小,因此 16 单元的内喷管性能又比 8

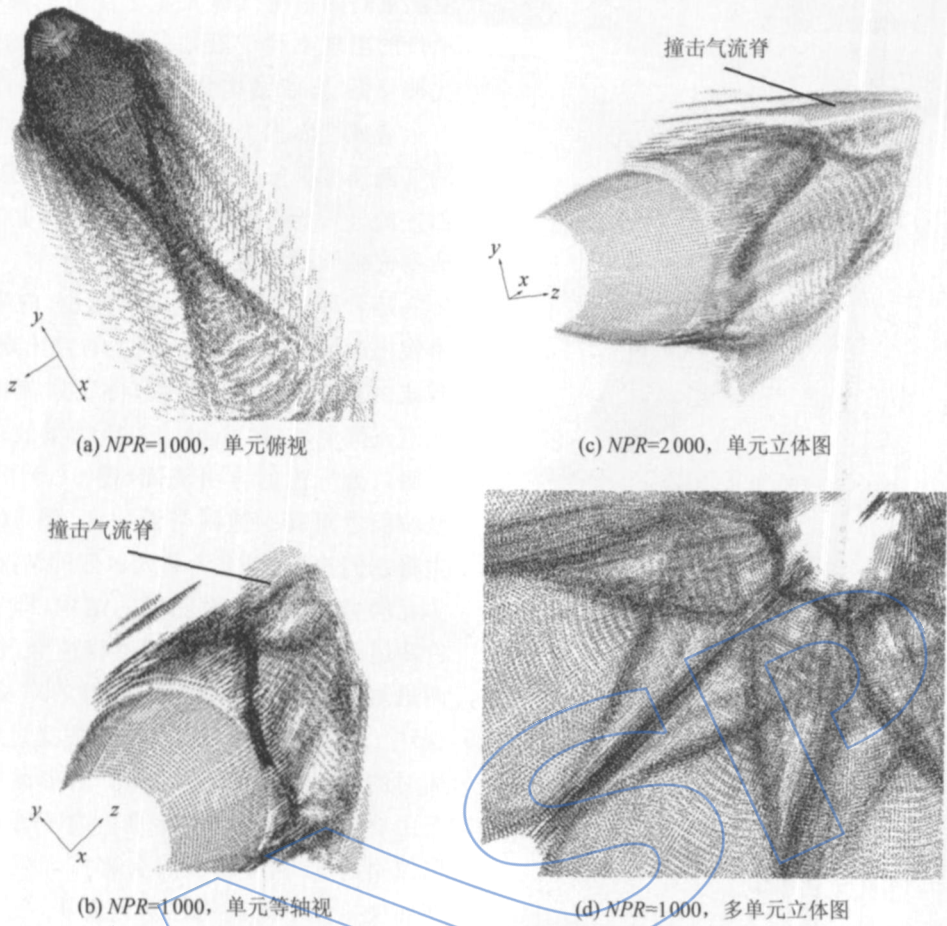


图 5 单元数=8, $NPR=1000$ 和 $NPR=2000$ 时的激波结构

Fig. 5 Topological structure of shock (Unites = 8, $NPR=1000$, $NPR=2000$)

单元的高;8 单元的 I 型结构出现在底部以后的羽流中,因此对塞锥的低空性能影响不大,塞锥性能较高,但内喷管性能低。冷流实验说明上述因素的综合结果是:在低空时,由于内喷管过膨胀而造成的负推力是喷管性能损失的主要因素,因此 8 单元的低空性能在 $NPR=150$ 以前略低于 16 单元,但相差不大(图 7(c))。

在 $NPR=150\sim 450$ 之间,干涉损失主要为 II 型引起的,并且是 II 型中的碰撞激波起主导因素,两种喷管在这段环境压强区间上的性能曲线规律一致,但在大部分区间上 8 单元性能要优于 16 单元。说明在这段区间上 8 单元受 II 型中的碰撞激波影响较 16 单元中的弱。在 $NPR=450$ 以后,内喷管开始出现欠膨胀,塞锥上存在 II 型干涉损失。II 型干涉损失对两种单元数喷管的高空性能影响都是明显的,II 型的出现使两者的高空性能均低于钟型喷管;其中 16 单元约低 1%,8 单元约低 0.5%,见图 7(c)。8 单元的高空性能比 16 单元的好,原因是当到达一定的飞行高度时,碰撞

激波的强度稳定下来;而在相同高度下 16 单元内喷管出口压强高于 8 单元,膨胀区膨胀程度大于 8 单元,则 II 型中的附带激波较强。因此单元数越多,意味着内膨胀比越小,高空膨胀能力越大,附带激波就越强;整个环簇式塞式喷管在高空时的膨胀区就会被更多的附带激波面所分割,这会限制气体的膨胀做功能力;而且如上小节分析的“脊状”能量泄漏区也将增多;另外,在相同的总膨胀下,单元数越多塞锥就越长,塞锥壁面也更容易受到附带激波的扰动,干涉损失越大。因此并不是单元数越多,干涉损失越小,喷管性能越高。这也是为什么冷流实验的结果是 8 单元的高空性能优于 16 单元,并且差值最终稳定在约 0.5%。

上述分析 8 单元和 16 单元的性能差别时忽略了两者的底部对性能贡献的差别,因为以往的研究表明底部对推力的贡献很小(约占总推力的 0.5%~1%)^[1-3],而且这里的 8 单元和 16 单元两种塞式喷管的底部面积基本一样,因而底部造成的性能差别是很小的。如果环簇式塞式喷管内膨

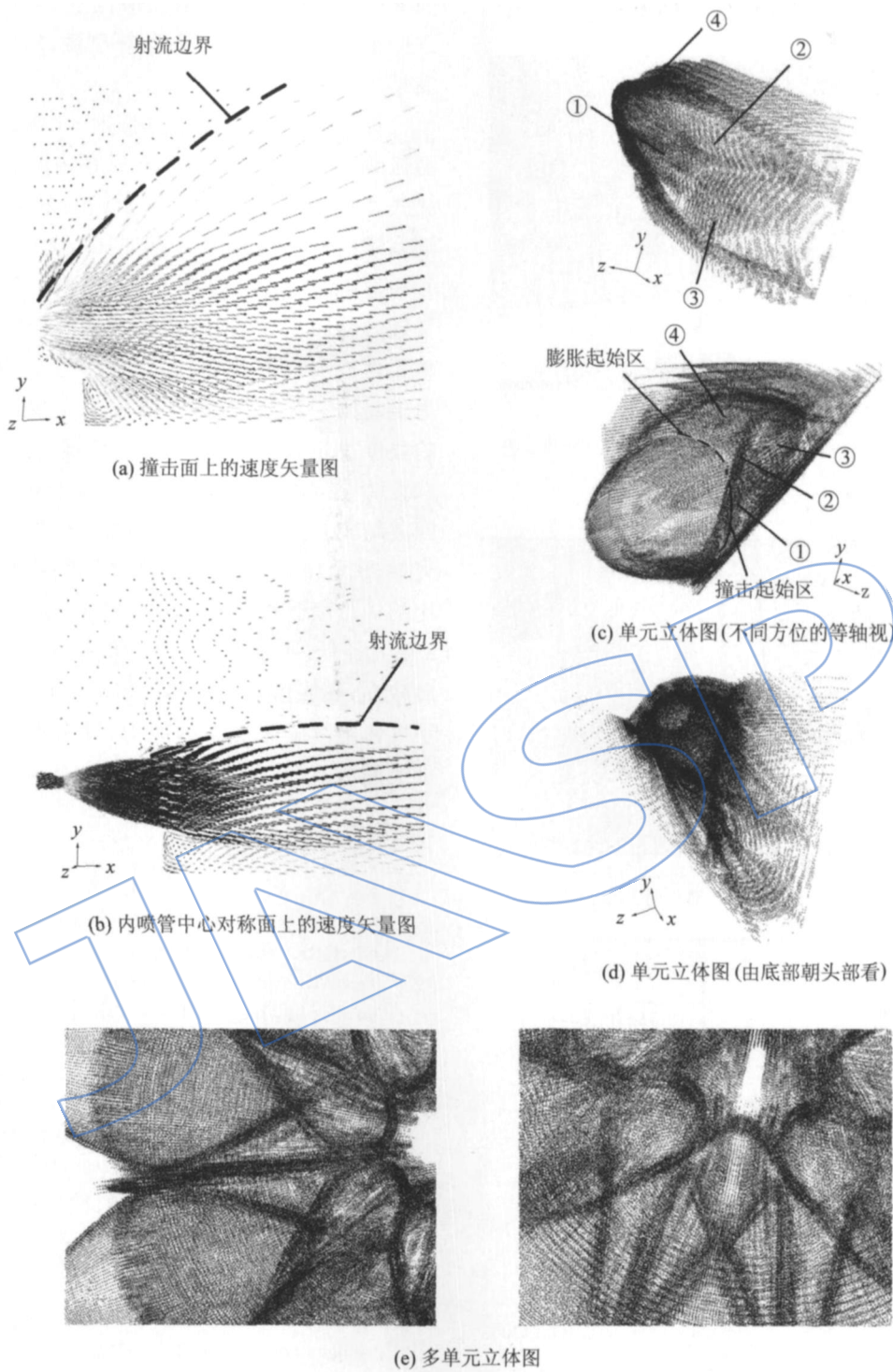


图 6 单元数 = 8 , $NPR = 4\,000$ 时的激波结构

Fig. 6 Topological structure of shock (Unites = 8 , $NPR = 4000$)

胀比很小,即使是在地面内喷管仍然为欠膨胀时,那么这类环簇式塞式喷管的干涉激波只有 II 型构型. 只有这种构型干涉损失的环境簇塞式喷管,如上述分析一样,干涉损失只会随着高度的增加而一直增加的. 因此采用合适的单元数是设计高性能的环境簇式塞式喷管的关键一环.

以上讨论是在用文献[5]的设计方法设计环

簇式塞式喷管,且内喷管间隙(基本为 0 的前提下作出的,得到的定性结论适合于同等尺寸且燃烧室压强相当的环境簇式塞式喷管发动机上. 针对具体问题和不同的任务要求可用全程干涉损失最小作为目标函数对内喷管单元数进行优化,进而作进一步的分析.

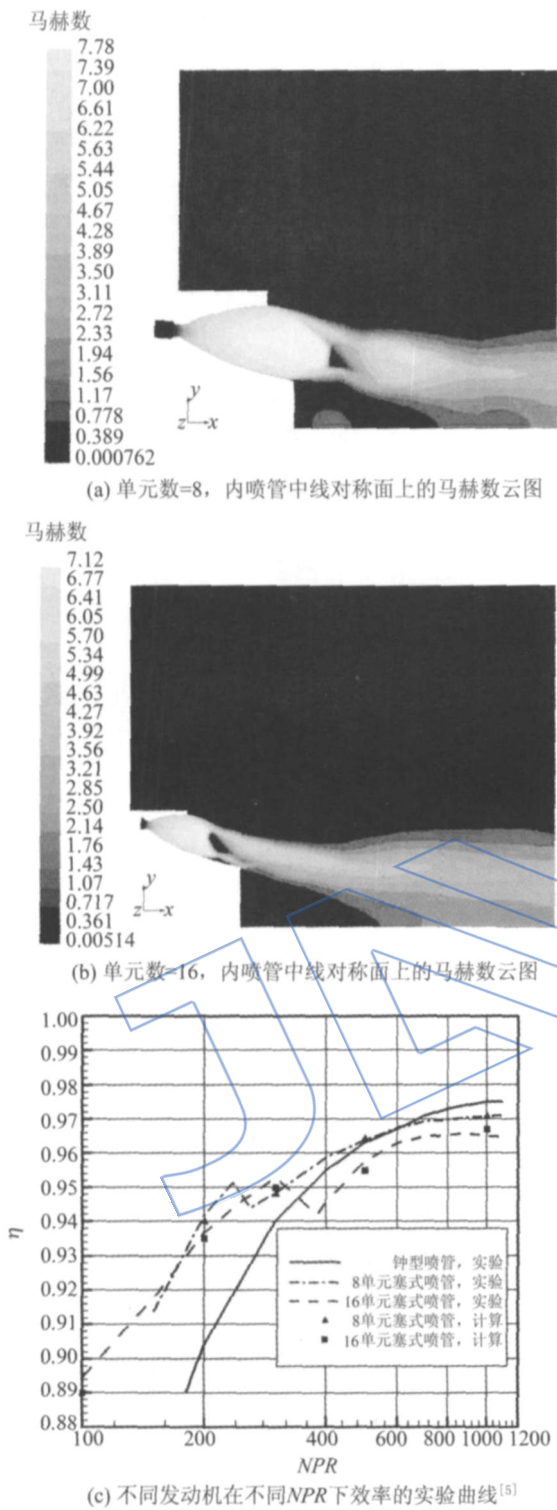


图 7 8 单元和 16 单元的参数云图与实验曲线

Fig. 7 Contours of parameters and test curve for 8 and 16 unites of plug nozzle

3 结 论

1) 用 CFD 模拟了冷流实验用环簇塞式喷管,考察比较了 8 单元和 16 单元两种单元数时的性能.采用可视化手段,直观地观察了环簇式塞式

喷管射流中立体干涉激波由低空到高空的演变,并归纳出三种拓扑类型:茶杯型激波盘、上封闭三波结构、敞开四波结构.

2) 在低空内喷管过膨胀时,干涉激波为茶杯型激波盘.这种构型易于出现在内膨胀比小的环簇式塞式喷管塞锥上,会造成较大的干涉损失,影响塞锥的低空补偿能力;但同时小膨胀比的内喷管在过膨胀时产生的负推力小,内喷管低空性能又较内膨胀比大的好.两种因素综合的结果是内喷管性能决定了低空时的性能.当干涉激波演变为上封闭三波结构时,干涉损失主要由碰撞激波的强度决定,此时与内喷管的负推力损失相当.

3) 在高空内喷管欠膨胀时,干涉激波为敞开四波结构.这种构型使塞式喷管有很大的干涉损失;8 单元和 16 单元的高空性能都比相同总膨胀比的钟型喷管性能低.其中 16 单元的高空性能比 8 单元还低.主要是因为 16 单元中 II 型的附带激波较强,膨胀区被更多的附带激波面所分割,限制了气体继续膨胀做功的能力,并有更多的脊形能量泄漏区.

参考文献:

[1] Ruf J H, Mcconnaughey P K. The plume physics behind aerospike nozzle altitude compensation and slipstream effect[R]. AIAA 97-3218.

[2] Fick M, Schmucher R H. Performance aspects of cluster nozzles[J]. Journal of Spacecraft and Rocket, 1996, 33 (4) :507-512.

[3] Vuilamy D, Duthoit V, Berry W. European investigation of clustered plug nozzles[R]. AIAA Paper 99-2350.

[4] 任军学,刘宇,覃粒子.环簇式塞式喷管在固体火箭发动机上应用探讨[J]. 固体火箭技术, 2005, 28(3) : 184-187. REN Junxue, LIU Yu, QIN Lizi. Application of annular clustered plug nozzle to solid rocket motor[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2005, 28(3) : 184-187. (in Chinese)

[5] Rocketdyne Inc. Final report - Advanced aerodynamic spike configurations[R]. AFPR-TR-67-246, 1967.

[6] Ito T, Fujii K. Effects of module clustering on the aerospike nozzle performance[R]. AIAA 2002-3119.

[7] 沈建雄,黄兰洁.自适应网格局部加密方法在可压缩流场模拟中的应用[J]. 空气动力学报, 1991, 9(3) :330-337. SHEN Jianxiong, HUANG Lanjie. The application of adaptive mesh refinement to the numerical simulation of compressible flow[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 1991, 9 (3) :330-337. (in Chinese)

[8] Humphreys R P, Thompson D H, Hoffmann J D. Design of maximum thrust plug nozzles for fixed inlet geometry [J]. AIAA Journal, 1971, 9(8) :1581-1587.

[9] Spalart P, Allmaras S A. One-equation turbulence model for aerodynamic flows[R]. AIAA 92-0439.