

超声速喷管中激波分离诱发流场 对称破缺的机理及其控制

贾睿东¹, 冯喜平², 陈 慧³, 任泽宇¹, 张家忠¹

(1. 西安交通大学 能源与动力工程学院, 西安 710049;

2. 西北工业大学 航天学院, 西安 710072;

3. 中国航天科技集团有限公司 西安航天动力研究所, 西安 710100)

摘 要: 为减缓或消除侧向力,开展了流动分离诱导流场对称破缺的机理研究。采用有限体积二阶迎风插值格式及 $k-\epsilon$ 湍流模型,数值模拟了某型超声速喷管的地面试车过程。详细分析了喷管内部的流场结构,着重讨论了喷管壁面附近出现的激波分离模式由自由激波分离到受限激波分离的转换过程。为了降低高空高背压条件下过膨胀喷管的侧向力,着重研究了喷管不同长径比、扩张比条件下的流场特性和流动分离模式。结果表明:在激波模式转换过程中能够诱发出极大的侧向力,改变喷管构型可以改善流场结构。适当缩短长径比和扩张比可以有效降低侧向力。长径比为 1.05 时将产生 4000 N 以上的侧向力,而当长径比为 0.95 和 1.15 时,侧向力不超过 20 N;当扩张比为 53.9 时,侧向力峰值达到 4000 N 以上,而缩小扩张比到 45 时,侧向力明显下降。

关 键 词: 超声速喷管; 过膨胀; 激波分离模式; 侧向力; 长径比; 扩张比

中图分类号: V430

文献标志码: A

Mechanism of symmetry breaking of flow field induced by shock separation in supersonic nozzle and its control

JIA Ruidong¹, FENG Xiping², CHEN Hui³,

REN Zeyu¹, ZHANG Jiazhong¹

(1. School of Energy and Power Engineering,

Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

2. School of Astronautics,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

3. Xi'an Aerospace Propulsion Institute,

China Aerospace Science and Technology Corporation, Xi'an 710100, China)

Abstract: In order to mitigate or eliminate side force, the mechanism of symmetry breaking of flow field induced by flow separation was studied in detail. The finite volume second-order upwind interpolation scheme and $k-\epsilon$ turbulence model were used to simulate the working process of a supersonic nozzle on the ground. The flow structures inside the nozzle were studied, and the transition process of shock separation mode from freedom shock

收稿日期: 2019-09-11

基金项目: 陕西省重点研发计划(2017ZDCXL-GY-02-02);

中央高校建设世界一流大学(学科)和特色发展引导专项资金(PY3A056)

作者简介: 贾睿东(1995—),男,硕士生,主要从事飞行器基础和应用研究。

引用格式: 贾睿东,冯喜平,陈慧,等.超声速喷管中激波分离诱发流场对称破缺的机理及其控制[J].航空动力学报,2020,35(1):215-224. JIA Ruidong, FENG Xiping, CHEN Hui, et al. Mechanism of symmetry breaking of flow field induced by shock separation in supersonic nozzle and its control[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(1): 215-224.

separation to restricted shock separation near the nozzle wall was analyzed in detail. In order to reduce the side force of over-expansion nozzle under the condition of low altitude and high back pressure, the flow field characteristics and flow separation mode under different length-diameter ratios and expansion ratios of nozzle were studied numerically. The results showed that a great side force can be induced in the process of shock mode transition, and the flow patterns or structures can be optimized by changing the nozzle configuration. And the side force can be effectively reduced by properly shortening the length-diameter ratio and expansion ratio. As the length-diameter ratio was 1.05, the side force was more than 4000 N. But as the length-diameter ratio was 0.95 or 1.15, the side force didn't exceed 20 N in the whole stage. And as the expansion ratio was 53.9, the peak value of side force reached more than 4000 N, while as the expansion ratio was reduced to 45, the side force decreased obviously.

Key words: supersonic nozzle; over-expansion; shock separation mode; side force; length-diameter ratio; expansion ratio

发动机在地面起动阶段,某些工况下喷管经历过膨胀状态,将在喷管内部产生流动分离,进而破坏流场的对称性,诱发对称破缺现象,并产生出超常的侧向力。该侧向力实质上是一种典型的复杂流动失稳诱导的随时间剧烈变化的气动载荷,这种非定常特性强烈的气动力作用于喷管,可使喷管结构发生断裂破坏,而且此类事故不仅损坏喷管,还可能损坏整个发射系统。

因此,许多学者针对产生侧向力的实际情形做了大量的验证试验和理论研究。Nave 等根据全尺寸 J2S 发动机和缩比模型发动机的试验数据,建立了确定气动力作用载荷的试验方案和侧向力模型^[1]。Brown 等对全尺寸和缩比模型发动机的流体流动、喷管结构进行了试验,观察和测量了产生的侧向力^[2]。Srivastava 等研究了喷管侧向力对运载火箭姿态的影响,在火箭刚体模型中引入了喷管侧向力模型^[3]。Génin 等对双钟型喷管缩比模型进行了测试,捕获到了在流动分离时出现的侧向力峰值^[4]。Pekkari 对具有分离流动的超声速喷管进行了气动弹性分析,描述了在发动机起动和关机过程中出现的侧向力不稳定特性^[5]。

进一步,针对发现的侧向力过大而引起的喷管破坏也进行了一系列研究。Östlund 分析了超声速流动分离中出现侧向力可能的原因并提出一种改进方法,但其在建模和预测流动现象方面不够准确^[6]。Terhardt 等在试验中观察和测量了 VULSAIN 发动机在破坏时的流动分离和侧向力特性,发现在产生侧向力过程中存在流动分离模式转换的现象,即自由激波分离转换到受限激波分离^[7]。根据“Summerfield 准则”,当喷管出口压力小于环境背压的 40% 时,内部就可能出现流

动分离现象,此时的流动状态为自由激波分离(free shock separation, FSS),即分离流以自由射流形式流出喷管。在美国的 J2S 发动机冷流试验中,也发现了不同于自由激波分离的流动状态,即受限激波分离(restricted shock separation, RSS),这种流动形式的射流在分离点下游重新附着于壁面,使壁面压力高于背压。而在之后的发动机研究中,例如航天飞机主发动机(SSME)或火神号等喷管的试验中,均遇到了严重的喷管侧向力问题。此类问题归结于流动失稳,既包含压力边界条件变化,如急剧上升阶段、下降阶段、稳定变化阶段中表现的非对称性,又包括定常边界条件下的对称性破坏。自此以后,一些学者的研究集中于流动分离问题。Nasuti 等研究了高膨胀比火箭喷管中存在的自由激波分离和受限激波分离,并阐释了其迟滞周期^[8]。Lee 等研究了喷管起动过程的振荡流动特性,发现在自由激波分离到受限激波分离模式转换期间,喷管壁压力达到峰值且压力波动幅度很大^[9]。Ruf 等在固定喷管压比下,利用冷流在最大推力喷管的缩比模型中进行试验,测量了喷管内表面的静、动态壁面压力特征,发现分离气泡被激波和膨胀波所束缚,分离的流动区域与波之间的相互作用可产生不对称的压力分布^[10]。Martelli 等研究了过膨胀喷管中的自激振荡现象,用傅里叶变换分析壁面压力信号,发现在激波模式转换时压力振幅最大^[11]。以上工作已开始探索侧向力产生的原因,通过一系列试验和理论的研究,目前把喷管侧向力形成的原因分为六种:①自由激波分离与受限激波分离转换过程;②燃烧室压力脉动,导致分离线偏移对称位置;③流动分离点附近及回流区压力脉动;

④气膜冷却导致的侧向力;⑤喷管外部压力脉动形成激振力作用于喷管;⑥流固耦合导致喷管变形和侧向力。其中,喷管由自由激波分离向受限激波分离的转换过程是喷管侧向力的首要来源。这是因为:在低空高背压条件下,喷管处于过膨胀状态,较大的逆压梯度可产生流动分离。分离点之后流体以自由射流形式流出喷管为自由激波分离;当压比较大时,在分离点分离的气流又在下游重新附着于壁面,使得壁面压力有所提高,即为受限激波分离。自由激波分离到受限激波分离之间的迅速转换将诱发壁面压力迅速升高,侧向力显著增大。

在此之后,学术界的研究重点围绕于寻求抑制侧向力产生的方法。Ruf 等在模拟喷管起动瞬态过程中,测试了两个冷流缩比模型的侧向力特性,结果表明:截短理想轮廓时诱导出的侧向力峰值是原抛物线形轮廓的 45%^[12]。Schomberg 等分析了火箭喷管中出现受限激波分离的条件,并提出了一种优化喷管轮廓线进而抑制受限激波分离的方法^[13]。Aghababaie 等提出一种建立解析模型的方法,通过模拟自由激波分离,建议截短喷管理想轮廓进而减小侧向力^[14]。刘亚冰等模拟了某液体火箭大面积比喷管地面条件下的分离流动,计算了该喷管的分离流动在不同入口总压下的激波模态变化^[15]。李波等分析了某液体火箭喷管缩比模型的流场形态和二次流喷嘴喷射角度、面积比及其工质总温等参数对喷管分离流动抑制效果的影响^[16]。闫胜等通过在 y 轴方向施加一对对称力的方式,改变了喷管沿 x 轴的截面形状,以此来改变喷管的面积比及流道特性,最终将 y 方向侧向力的峰值降为原来的 60%^[17]。

目前的研究集中在改变喷管轮廓形状进而减小侧向力方面,但是研究工作还缺少对流动结构对称失稳途径的研究,以及喷管构型关键参数的系统分析。根据非线性动力学理论,流场结构对称是一种临界状态,喷管在此状态下对扰动极端敏感,极易产生对称失稳或对称破缺,将诱导产生超常的侧向力;通过研究喷管关键参数特性,可以实现对激波分离的控制。因此,本文以某型超声速发动机为研究对象,分别模拟了喷管不同长径比和扩张比条件下的侧向力和流场结构,分析了喷管由自由激波分离向受限激波分离转换过程和途径,研究结果可为改善流动状况、减小侧向力、消除此类喷管对称破缺现象提供理论支撑。

1 喷管数值模拟与激波分离分析

1.1 物理模型及入口参数

本研究采用的喷管型面形状如图 1 所示,其中 D 表示喉部直径, a 、 b 、 c 、 d 、 e 表示喷管型面轴向尺寸。

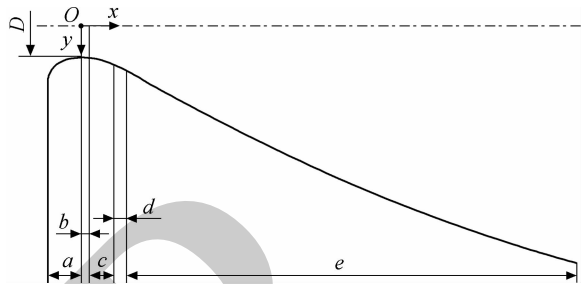


图 1 喷管几何构型
Fig. 1 Geometry of nozzle

喷管入口参数及随时间变化过程分别如表 1 和图 2 所示。

表 1 喷管进口燃气参数
Table 1 Gas parameters of the nozzle inlet

参数	数值
比定压热容/(J/(kg·K))	4 026
气体常数/(J/(kg·K))	287.85
等熵指数	1.13
平均相对分子量	19.712
燃气总温/K	3 772
燃气总压/MPa	7.50

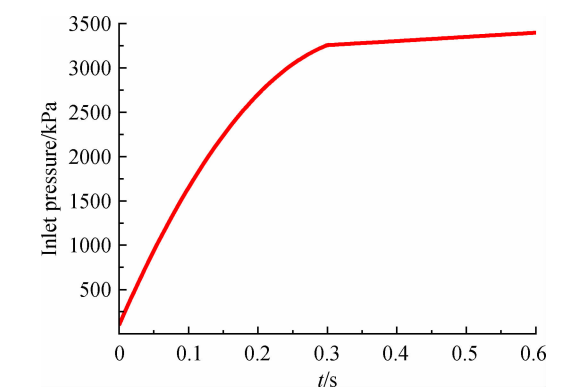


图 2 喷管入口压力曲线
Fig. 2 Curve of inlet pressure with time

1.2 数值分析建模及流动模拟

计算过程使用 ANSYS FLUENT 软件计算,进口条件为压力进口,将出口圆柱底面设为压力

出口边界,其他面设为壁面。进口压力变化过程用多项式拟合,通过 UDF(用户自定义函数)实现与软件耦合。为准确模拟逆压梯度下的分离流动,论文采用 $k-\epsilon$ 湍流模型、标准壁面函数;对 N-S 湍流时均方程,采用耦合隐式求解;对各参数的离散,采用二阶精度的迎风格式。

为了减少网格对流场非对称性的影响,采用结构化网格划分计算域,网格规模为 60 万。为了验证所使用的数值计算方法能够准确地模拟喷管内的真实流动状况,因此采用了定常条件下 $R_{np}=14$ 和 $R_{np}=16$ 时的结果进行了算例验证,其中 R_{np} (ratio of nozzle pressure)表示燃烧室总压与环境背压的比值。通过数值结果与文献[18]中试验值相比较(如图 3 所示),可以看出:除了刚进入喷管的初始流动造成靠近喉部流场压力有偏差以外,在喷管后半段的数值结果和试验基本吻合。喷管入口处实测值和计算值之间的误差主要是因为喷管入口处初始流动的影响,使数值计算的结果存在误差,但论文的研究集中于喷管后半段,即激波分离后的喷管部分,数值计算的结果和试

验吻合良好,因此验证了数值计算方法的可靠性。其中 p_w 表示喷管壁面压力, p_0 为喷管入口总压, x 为喷管轴向横坐标, L 为喷管扩张段的总长度。

1.3 喷管流场激波分离模式分析

本节着重研究地面条件下起动过程,即喷管模型入口压力上升阶段 $0\sim0.3\text{ s}$,非定常条件下喷管内部流动形式和转换过程。

研究发现随着喷管入口压力的不断改变,喷管流场先后出现两种激波分离形式:自由激波分离和受限激波分离。两种不同激波分离模式下,喷管内部流场及压力分布特性等表现出不同的特点。

1.3.1 自由激波分离

如图 4 所示,从喷管壁压力分布图中可以看出:在喷管扩张段,壁面压力 p_w 先下降到分离压力 p_{sep} ,在分离点斜激波的作用下,边界层开始分离,壁面压力迅速升高到 p_p ,之后壁面压力缓慢升高直至喷管出口,此时喷管出口压力 $p_{w,e}$ 略小于环境背压 p_a ,在分离流和喷管壁之间形成了回流。

该种模式称为自由激波分离模式,其特点是:分离点产生斜激波,气流在喷管壁面发生分离,分离点壁面压力迅速升高到某一压力并保持相对稳定,之后壁面压力仍将升高直至流出喷管。当 $R_{np}=14$ 时,流场发生了自由激波分离。此时气

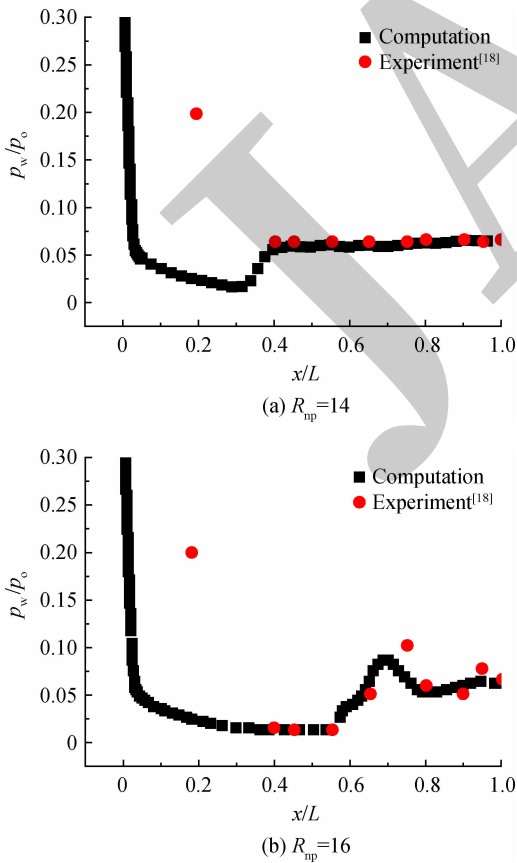


图 3 喷管壁面压力分布($R_{np}=14,16$)
Fig. 3 Wall pressure distribution of nozzle ($R_{np}=14,16$)

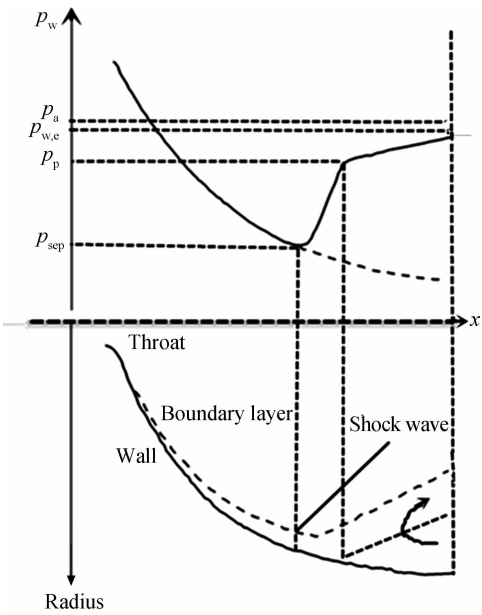


图 4 自由激波分离壁面压力分布示意图
Fig. 4 Schematic diagram of wall pressure distribution with freedom shock separation

流在喷管壁面发生分离后,并未再次附着于壁面,而是继续向外延伸,直至出口边界。

1. 3. 2 受限激波分离

如图 5 所示,从喷管壁面压力图中可以看出:在喷管扩张段,壁面压力下降到 p_{sep} 发生流动分离,壁面压力迅速升高到 p_p ,此时沿着喷管中心线流体将二次附着在壁面上,形成封闭的涡流,导致在附着点压力小幅回落后再次升高到大于环境背压 p_a ,然后在喷管内膨胀直至出口边界。

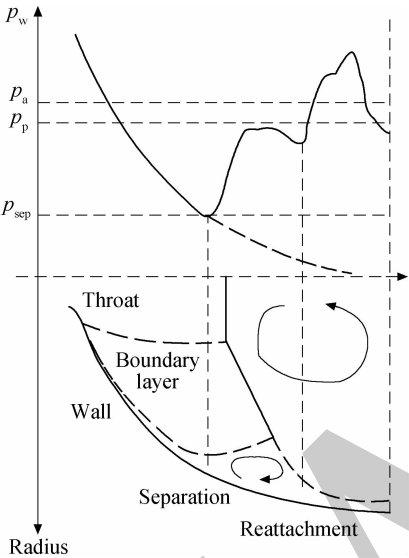


图 5 受限激波分离壁面压力分布示意图

Fig. 5 Schematic diagram of wall pressure distribution with restricted shock separation

与自由激波分离不同的是,在受限激波分离模式中,气流在短暂分离后,在分离点下游重新附着在壁面上,造成壁面压力的升高,形成封闭的回流区。在沿着喷管轴线方向上,壁面压力首先随膨胀过程逐渐降低,在分离点由于产生斜激波,壁面压力很快上升到一个稳定阶段。但是由于气流的再附着作用,导致附着点壁面压力急剧升高到超越环境背压。此后,壁面压力在喷管出口处回落到环境背压附近。

在模拟喷管流场过程中,受限激波分离都是在起动阶段观测到的,结合图 4 和图 5 可以看出:受限激波分离点位置在自由激波分离点下游更远处。产生这种现象的原因是受限激波分离模式分离点下游的超声速流动具有更低的稳态压力 p_p 。

1. 3. 3 激波结构分析

如图 6(a)所示自由激波结构简图中(a 为正激波,b 为斜激波,c 为受限激波,d 为内激波),气

流在喷管内产生分离后,向外延伸直接流出喷管。地面条件下,喷管膨胀比较大,燃烧室总压与环境背压之比 R_{np} 较小,喷管内流体处于过膨胀状态,导致在喷管内部出现激波。其中,气流经过正激波 a 及锥形斜激波 b 后,在喷管内部形成马赫盘。自由激波分离模式下,壁面的气体分离后,未附着在壁面上。而在受限激波分离模式下,喷管流场将出现一种带有涡流的帽状激波,如图 6(b)所示。中心区流场正激波后产生的涡流具有推动流体向壁面附着的趋势。当向壁面运动的趋势达到一定程度时,便产生了壁面分离再附着现象,即受限激波分离模式。

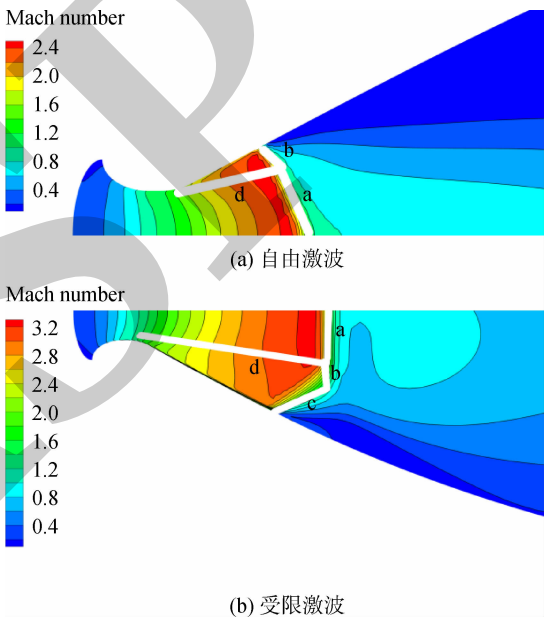


图 6 自由激波和受限激波结构示意图

Fig. 6 Schematic diagrams of free shock and restricted shock structure

帽状激波产生的原因与内激波有关。喷管内的流体在中心线处的高马赫数流动受内激波的限制,因而在分离点诱发帽状激波,流体压力升高、速度下降。此时喷管内部存在一个三重点,即内激波、正激波和斜激波在该点相交,证明了帽状激波和原有内激波之间的联系。

受限激波分离模式中诱发的帽状激波和马赫盘之间有三个主要的不同之处:

1) 自由激波模式下流体通过马赫盘作用,压力升高至接近于环境背压,在分离点下游压力缓慢升高直至喷管出口;受限激波分离模式下流体经过帽状激波作用,压力升高,在下游附着点压力将出现二次升高,之后缓慢下降直至喷管出口。

2) 帽状激波由锥形斜激波和正激波组成, 锥形斜激波朝壁面倾斜; 而产生于马赫盘上游的斜激波, 总是由壁面向中心线方向倾斜。

3) 在帽状激波中, 正激波下游将形成稳定的涡团, 而在马赫盘下游没有涡流。

通过以上喷管流动中产生激波情况的分析, 可以得出: 如果喷管燃烧室压力降低, 将发生流动分离, 并且在喷管中产生激波。不同的喷管型面将诱导不同的激波分离模式: 自由激波分离模式产生马赫盘, 受限激波分离模式产生帽状激波。从中心线向壁面倾斜的锥形斜激波作为帽状激波的一部分存在于喷管流场中。由于激波是倾斜的, 将在径向产生新的动量。在喷管内流动分离的情况下, 这意味着产生了向喷管壁面运动的动量。如果该动量大于使边界层从壁面向中心线方向移动的分离激波的动量, 那么流动将被迫再次附着在壁面上。因此, 如果锥形激波长而分离激波短, 那么向壁面运动的趋势大于向中心线运动的趋势, 产生受限激波分离的可能性将增加。

受限激波分离模式的另一个典型特征是: 分离点下游的壁面压力高于环境背压, 这是由于超声速贴壁流动引起的。在实际流动中, 激波和膨胀波在壁面被反射, 使得壁面出现不稳定的压力脉动, 并且该位置可能出现第二道激波, 使得气流从壁面二次分离。

结合上述分析, 考虑到激波分离形式对喷管型面和燃烧室总压与环境背压的比值 R_{np} 极其敏感, 所以在喷管径向两端将出现不同的分离模式。由于受限激波分离的分离点更靠近喷管出口, 两种模式的壁面压力特性也不相同, 综合这两个因素导致了喷管流场周向上对称性的破坏。另一方面, 从一种分离模式转变为另一种分离模式也需要时间, 转换存在相位差, 在此期间, 在喷管的一侧发生自由激波分离, 而同时在另一侧出现流动再附, 导致流场对称破缺现象进一步加深, 从而将诱发严重的侧向力。该种侧向力产生的特点往往是数值高, 且存在的时间短。

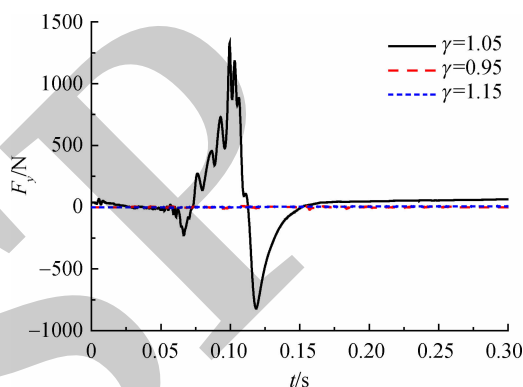
2 喷管关键参数对激波分离的影响

在分析中发现, 喷管流动的对称破缺现象主要发生在入口压力上升阶段 $0 \sim 0.3$ s, 该时间段内进口压力变化剧烈, 定义为压力急剧上升阶段。因此, 本节将着重讨论该时间段内喷管长径比、扩张比等关键参数对激波分离的影响。

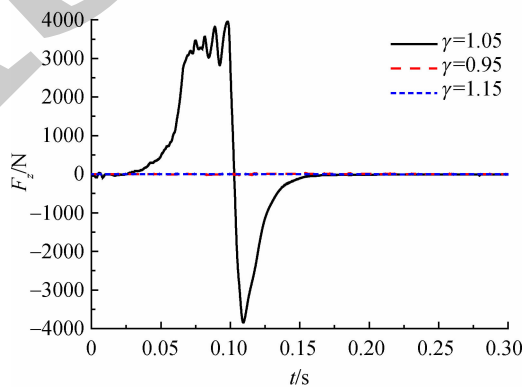
2.1 长径比对激波分离及其模式转换的影响

2.1.1 不同长径比下的侧向力分析

在地面背压条件起动过程时, 即喷管压力急速上升阶段, 对比研究了长径比 $\gamma = 1.05, 0.95, 1.15$ 时的侧向力特性。如图 7 所示, 可以得到在长径比为 1.05 时将产生显著的侧向力, 峰值在时间 $t = 0.12$ s 附近, 达到 4000 N 以上的侧向力, 作用时间较短。而当长径比为 0.95 和 1.15 时, 侧向力不超过 20 N, 数值较小, 对喷管结构的作用可以忽略不计。



(a) y方向侧向力



(b) z方向侧向力

图 7 不同长径比喷管侧向力

Fig. 7 Side forces of nozzle with different length-diameter ratios

如图 8 所示, 当长径比 $\gamma = 0.95, 1.15$ 时, 侧向力数值均在零点上下波动, 不产生过大的变化。峰值出现的时刻在 0.12 s 附近, 与长径比为 1.05 时相一致。另一方面, 长径比为 0.95 时, 侧向力将出现小幅振荡, 与长径比为 1.15 时相比较不稳定, 这是由于长径比减小, 出口流场对喷管内部流动的影响范围更广, 受回流影响作用更大, 流场变得不稳定, 但由此引起的侧向力仍很微弱。

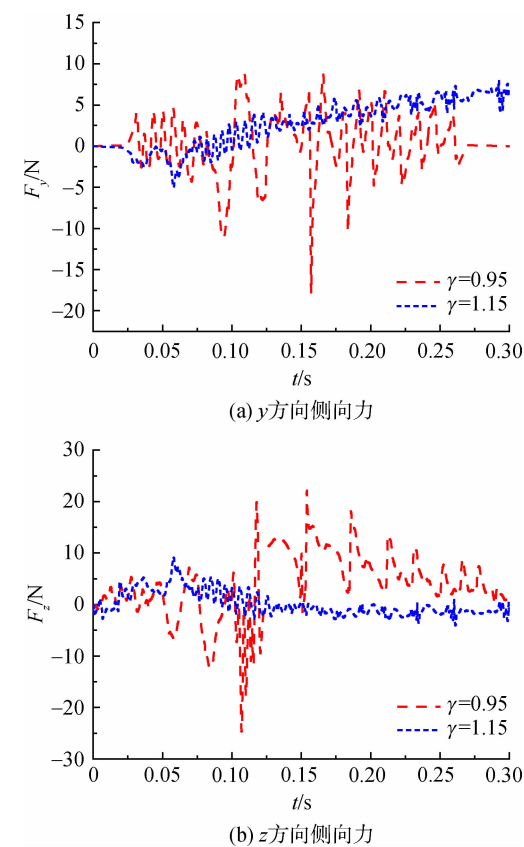


图 8 长径比为 0.95 和 1.15 时的侧向力
Fig. 8 Side forces of nozzle with length-diameter ratios of 0.95 and 1.15

2.1.2 不同长径比下的激波分离模式分析

分析不同长径比时的速度矢量图可以得到时刻 $t=0.12\text{ s}$ 的流场结构,如图 9 所示(图中只显示了喷管壁面处的流场)。长径比为 1.05 时,在 $t=0.12\text{ s}$ 的侧向力最大。从图 9(a)中可以看到:此时的流动经过喉道后由于激波附面层相互作用而出现了流动分离,流场上半部流动发生自由激波分离,而同时刻下半部的流动在流动分离后再次附着于壁面上,发生受限激波分离,不仅其分离点轴向位置不同,而且壁面压力特性也截然不同,流场内部呈现不对称特征。这两种分离模式的产生诱导出现了极大的侧向力。

通过分析长径比为 0.95 和 1.15 时产生最大侧向力时的速度矢量图可以看出:在 $t=0.15\text{ s}$ 时,长径比为 0.95 的喷管内部流动发生自由激波分离,如图 9(b)所示;而长径比为 1.15 的喷管内部流动发生受限激波分离,如图 9(c)所示。

这两种流场整体呈现对称特征,故而不引起显著的侧向力。

2.1.3 不同长径比下的压力特性分析

周向不同位置在自由激波分离向受限激波

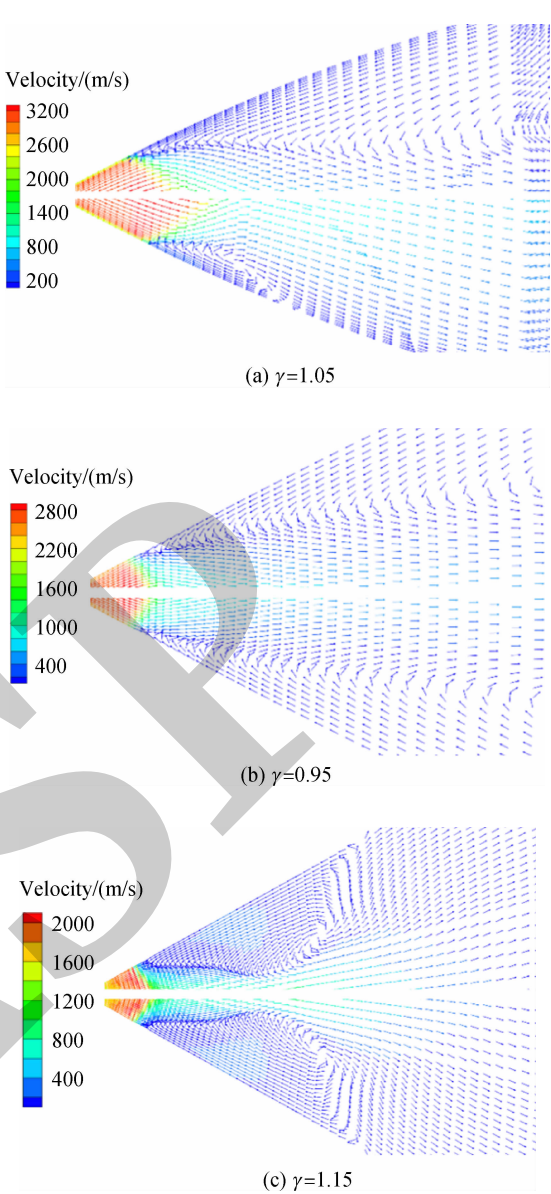
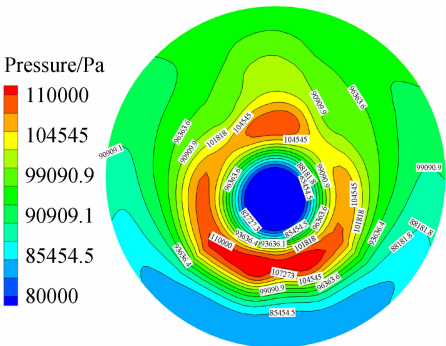


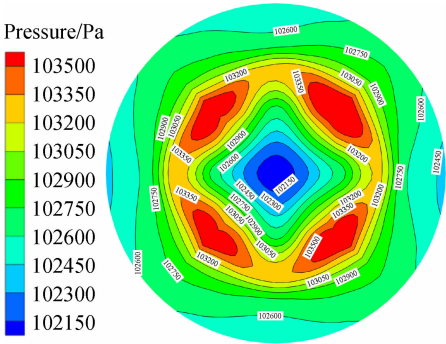
图 9 不同长径比的速度矢量图
Fig. 9 Velocity vectors with different length-diameter ratios

分离转换过程中不同步变化的现象,诱发非定常侧向激振力剧烈变化,同时速度场、压力场、温度场均表现出对称破缺特性。通过截取喷管内某一轴向平面上的流场分布,可以更好地观察这一现象。图 10 为喉部下游 0.5 m 处截面的压力云图。

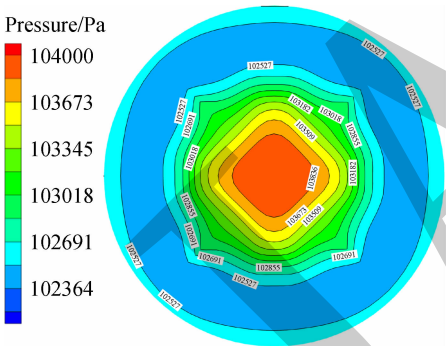
分析流场内的压力云图可以看出:长径比为 1.05 时的喷管内部出现非对称压力分布,对称破缺现象比较明显,如图 10(a)所示。而另两种喷管内部压力分布均匀,如图 10(b)及图 10(c)所示。但是由于在长径比为 1.15 的喷管中发生了受限激波分离,致使壁面压力有所升高。



(a) $\gamma=1.05$



(b) $\gamma=0.95$



(c) $\gamma=1.15$

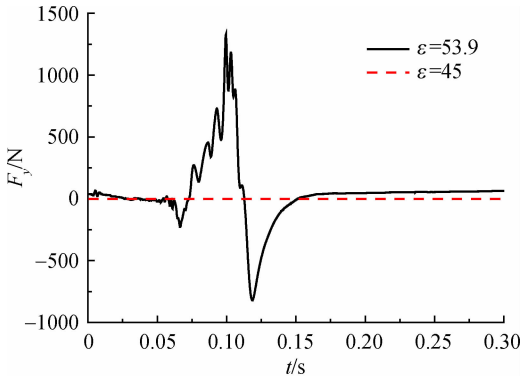
图 10 不同长径比喷管在喉部下游 0.5 m 处的压力图
Fig. 10 Pressure contours with different length-diameter ratios at 0.5 m downstream throat

2.2 扩张比对激波分离及其模式转换的影响

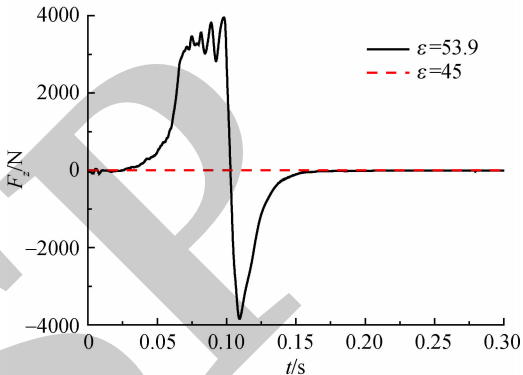
2.2.1 不同扩张比下的侧向力分析

由前述讨论可知,长径比为 1.05 时喷管将产生一个极大的侧向力,除了改变喷管的长径比以外,研究发现截短扩张比也能有效降低其侧向力,如图 11 所示。图中实线为扩张比 $\epsilon=53.9$ 时的侧向力曲线,虚线为扩张比 $\epsilon=45$ 时的侧向力曲线。

从图 11 中可以看出,当扩张比为 53.9 时,侧向力峰值达到 4 000 N 以上,而缩小扩张比到 45 时,侧向力明显下降。这是由于改变喷管型面,进



(a) y方向侧向力



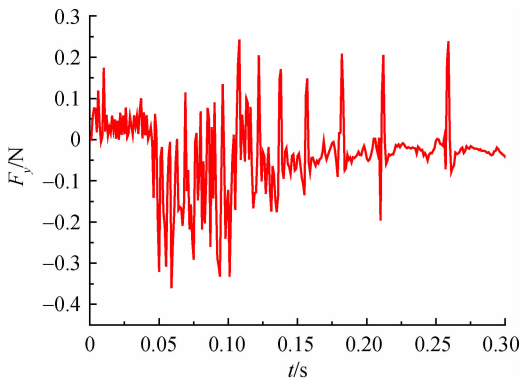
(b) z方向侧向力

图 11 不同扩张比喷管侧向力
Fig. 11 Side forces of nozzle with different expansion ratios

而改变流场结构,影响激波分离模式,由此可以避免侧向力的突然升高,保证喷管寿命。从图 12 中可以看出,此时的侧向力数值偏小,围绕零点上下波动剧烈。

2.2.2 不同扩张比下的激波分离模式分析

对比扩张比为 53.9 和 45 时的喷管内部流场。图 13(a)为扩张比为 53.9 的喷管中侧向力最大时的速度矢量图,可以看出:此时流场中发生激波分离模式的转换,图中上方区域流场依然是自由激波分离,而下方区域已经转变为受限激波



(a) y方向侧向力

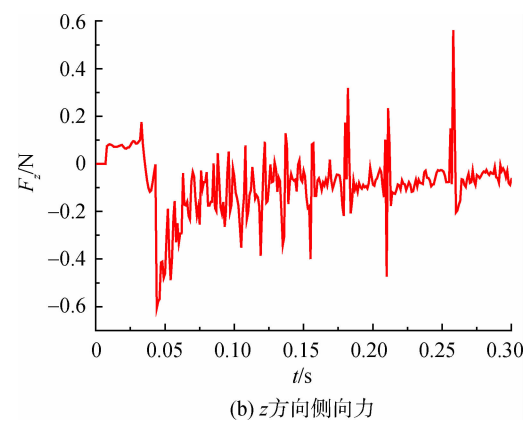


图 12 喷管侧向力($\epsilon=45$)

Fig. 12 Side forces of the nozzle ($\epsilon=45$)

分离,故流场呈现出了非对称结构;而当扩张比为 45 时,如图 13(b)所示,流动在分离过后重新附着于壁面,流场呈现受限激波分离模式,流场呈现对称结构,故而引起的侧向力较小。

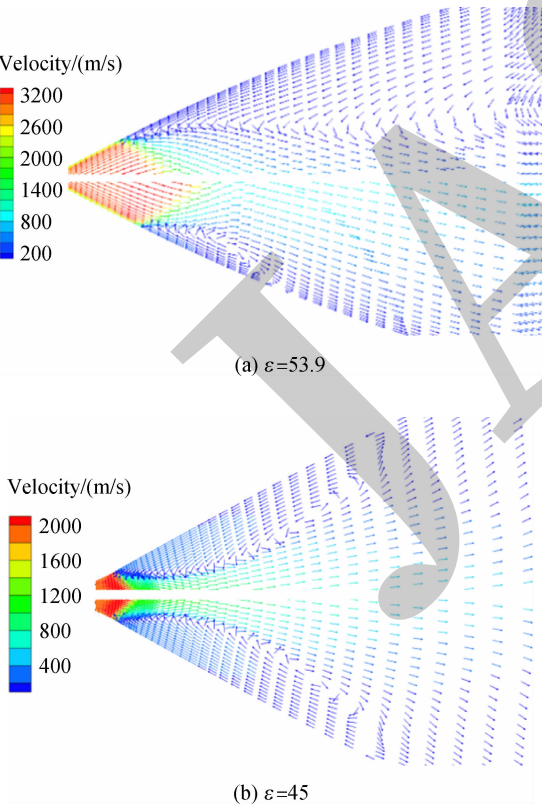


图 13 不同扩张比喷管在最大侧向力时的速度矢量图
Fig. 13 Velocity vectors at the moment of the largest side force with different expansion ratios

2. 2. 3 不同扩张比下的压力特性分析

通过分析图 14(a)可得,在扩张比为 53.9 的喷管中,对称破缺现象较为严重,非对称的压力分布是导致侧向力过大的主要原因。

而在扩张比为 45 时,如图 14(b)所示,全流场呈现受限激波分离模式,除了在气流再附着点管壁压力有升高外,其余轴向位置处压力数值均较小。

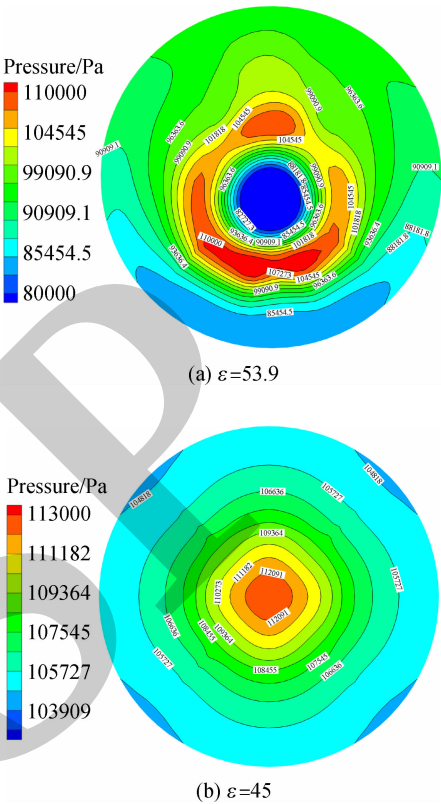


图 14 不同扩张比喷管在喉部下游 0.5 m 处的压力图
Fig. 14 Pressure contours with different expansion ratios at 0.5 m downstream throat

3 结 论

在非定常压力条件下,通过对不同长径比和扩张比喷管构型进行数值模拟,发现管内流场存在的两种分离模式,即自由激波分离模式和受限激波分离模式,是造成喷管对称破缺现象的主要原因。并且,由于在不同型面的喷管内分离模式转换的不同,导致了其侧向力的显著差异。

在两种分离模式的转换过程中,将诱发峰值极大的侧向力,成为喷管破坏的主要因素。模式转变过程受喷管型面和 R_{np} 制约,适当地缩小喷管长径比和扩张比可以有效降低侧向力,并改善内部流动状况。

内部流动需要详细分析壁面处的流场特性,特别是喷管内部涉及流动较为复杂,侧向力的产生原因多样,为进一步分析响应特性可以结合流固耦合进行分析。

参考文献:

- [1] NAVE L H, COFFEY G A, 孙国庆. 大面积比火箭发动机的海平面侧向载荷[J]. 国外导弹技术, 1980(6): 27-54.
NAVE L H, COFFEY G A, SUN Guoqing. Sea level side load of large area specific rocket engine[J]. Foreign Missile Technology, 1980(6): 27-54. (in Chinese)
- [2] BROWN A M, RUF J, REED D, et al. Characterization of side load phenomena using measurement of fluid/structure interaction[J]. Drug Metabolism and Drug Interactions, 2002, 20(3): 143-158.
- [3] SRIVASTAVA N, TKACIK P T, KEANINI R G. Influence of nozzle random side loads on launch vehicle dynamics[J]. Journal of Applied Physics, 2010, 108(4): 044911. 1-044911. 19.
- [4] GÉNIN C, STARK R. Side loads in subscale dual bell nozzles[J]. Journal of Propulsion and Power, 2011, 27(4): 828-837.
- [5] PEKKARI L. Aeroelastic analysis of side load in supersonic nozzles with separated flow[R]. AIAA 94-3377, 1994.
- [6] ÖSTLUND J. Flow processes in rocket engine nozzles with focus on flow separation and side-loads[D]. Stockholm, Sweden: Royal Institute of Technology, 2002.
- [7] TERHARDT M, HAGEMANN G, FREY M. Flow separation and side-load behavior of the vulcain engine[R]. AIAA 99-2762, 1999.
- [8] NASUTI F, ONOFRI M, MARTELLI E. Numerical calculation of FSS/RSS transition in highly overexpanded rocket nozzle flows[J]. Shock Waves, 2010, 20(2): 139-146.
- [9] LEE J S, KIM H D, SETOGUCHI T, et al. Unsteady shock-flow characteristics in an over-expanded rocket nozzle[J]. Journal of Thermal Science, 2010, 19(4): 332-336.
- [10] RUF J H, TINNEY C E, BAARS W J, et al. Wall pressure unsteadiness and side loads in overexpanded rocket nozzles[J]. AIAA Journal, 2012, 50(1): 61-73.
- [11] MARTELLI E, CIOTTOLI P P, BERNARDINI M, et al. Detached-eddy simulation of shock unsteadiness in an overexpanded planar nozzle[J]. AIAA Journal, 2016, 54(6): 2016-2028.
- [12] RUF J H, MCDANIELS D M, BROWN A M. Details of side load test data and analysis for a truncated ideal contour nozzle and a parabolic contour nozzle[R]. AIAA-2010-6813, 2010.
- [13] SCHOMBERG K, OLSEN J, NEELY A, et al. Suppressing restricted shock separation in thrust-optimized rocket nozzles using contour geometry[R]. AIAA-2015-4220, 2015.
- [14] AGHABABAIE A A, THEUNISSEN R. Modeling free shock separation induced side loads in overexpanded rocket nozzles[J]. AIAA Journal, 2015, 53(1): 93-103.
- [15] 刘亚冰, 王长辉, 许晓勇. 喷管分离流动与侧向载荷定常数值模拟[J]. 航空动力学报, 2008, 23(11): 2114-2118.
LIU Yabing, WANG Changhui, XU Xiaoyong. Stationary numerical simulation of flow separation and side load in nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(11): 2114-2118. (in Chinese)
- [16] 李波, 王一白, 杨立军, 等. 尾部二次喷流抑制喷管分离流动的数值研究[J]. 航空动力学报, 2013, 28(11): 2615-2620.
LI Bo, WANG Yibai, YANG Lijun, et al. Numerical investigation of nozzle flow separation control by injecting secondary jet from nozzle exit[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(11): 2615-2620. (in Chinese)
- [17] 闫胜, 武洁, 叶正寅. 减弱喷管侧向力的变形喷管技术研究[J]. 推进技术, 2018, 39(5): 986-992.
YAN Sheng, WU Jie, YE Zhengyin. Research on morphing nozzle technology for reducing side loads[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(5): 986-992. (in Chinese)
- [18] STARK R H. Flow separation in rocket nozzles: an overview[R]. AIAA-2013-3840, 2013.

(编辑: 陈 越)