

## 减弱喷管侧向力的变形喷管技术研究\*

闫胜, 武洁, 叶正寅

(西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072)

**摘要:** 为了改善大面积比过膨胀喷管的侧向力问题, 提高火箭发动机喷管的整体性能, 提出一种变形喷管抑制侧向力的技术方案。以VOLVO-S1喷管扩张段壁面为基本研究模型, 通过在Y轴方向施加一对对称作动力后, 使得喷管扩张段壁面沿X轴方向各截面由圆形变为椭圆形, 以此来改变喷管的面积比和流道特性, 从而实现减小侧向力的目标。运用求解雷诺平均N-S方程的数值方法, 对上述变形喷管的流场变化开展了相应研究, 结果表明: 在施加一定大小作动力后, 喷管出口面积减小约0.98%, 变形后的喷管相比于原喷管在推力损失较小的情况下可以将Y方向侧向力的峰值降为原来的60%, 同时可以使得Z方向的侧向力峰值降为原来的一半。此外, 变形喷管在落压比为15.2~15.3期间发生自由激波分离向受限激波分离的转换, 相比于VOLVO-S1喷管的激波模式转换会有所延迟。最后分析了变形喷管的方案导致侧向力降低的原因。

**关键词:** 过膨胀; 侧向力; 变形喷管; 面积比; 激波分离

中图分类号: V435.23 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2018) 05-0986-07

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2018.05.004

## Research on Morphing Nozzle Technology for Reducing Side Loads

YAN Sheng, WU Jie, YE Zheng-yin

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

**Abstract:** In order to ameliorate the side load problem of the large area ratio overexpansion nozzle and improve the overall performance of the rocket engine nozzle, a technique scheme of morphing nozzle was proposed to reduce the side loads. Taking the expansion section of VOLVO-S1 nozzle wall as the basic research model, the cross-section of the nozzle wall in the X-axis direction was changed from circular to elliptical by applying a pair of symmetrical forces in the Y-axis direction. The area ratio of the nozzle and the flow path characteristics were changed so that the goal of reducing the side loads can be achieved. By using the numerical method for solving the Reynolds averaged N-S equation, the corresponding changes in the flow field of the morphing nozzle were carried out. The results show that after exerting a certain size force, the nozzle outlet area is reduced by 0.98%, the peak of side loads of morphing nozzle in the Y direction can be reduced to 60% of the original with a small thrust loss, at the same time, the side loads in the Z direction can be nearly made down to half of the original nozzle. Additionally, the transformation from freedom shock separation to restricted shock separation occurs at nozzle pressure ratio being 15.2~15.3 in the morphing nozzle, which is delayed compared to the shock mode transition of the VOLVO-S1 nozzle. Finally, the reason why the side loads are reduced in the morphing nozzle is analyzed.

**Key words:** Overexpansion; Side loads; Morphing nozzle; Area ratio; Shock separation

\* 收稿日期: 2017-03-11; 修订日期: 2017-06-21。

基金项目: 国家自然科学基金 (11272262)。

作者简介: 闫胜, 男, 硕士生, 研究领域为火箭发动机喷管。E-mail: 18710756825@163.com

## 1 引言

目前,多数火箭发动机都采用传统的钟形喷管,这种喷管只有在特定的高度才能达到其设计的最佳性能,并且喷管内部的流动对环境背压的脉动十分敏感。

依据空气动力学原理,喷管中的超声速气体膨胀越充分,气流在出口的速度就越高<sup>[1]</sup>。因此,为了提高现代火箭的运载性能,发动机趋于采用大面积比喷管。大面积比喷管处于欠膨胀或完全膨胀状态时,喷管外部压强的变化对喷管内的流动几乎没有影响,但是当喷管处于过膨胀状态时,激波前推到喷管内部,在贴近喷管壁面部分区域的流动是亚音速的,而且喷管内部的流动容易受到外部环境压强变化的影响<sup>[2]</sup>。火箭发动机在地面试车阶段和启动<sup>[3]</sup>关机阶段以及从地面到高空的整个飞行过程中,环境压强的变化幅度非常大,可能会达到几十倍甚至上百倍,这就使得喷管过膨胀状态无法避免,从而导致喷管内部流动分离的非定常和非对称特性,并且可能会发生显著的侧向载荷问题,巨大的侧向载荷又引起喷管的流固耦合现象<sup>[4]</sup>,从而使得喷管的流动变得复杂,增加了喷管破坏的几率。此外,侧向力对飞行器的稳定飞行也会产生不利影响。

俄罗斯的RD-120发动机,美国的J2S发动机,欧洲的Vulcain发动机和日本的LE-7发动机在研制过程中,均遇到了比较严重的侧向载荷问题<sup>[5]</sup>。为了改善大面积比喷管的过膨胀和侧向力问题,近年来国外提出了一些解决方案。文献[6~8]进行了双钟型喷管的研究,发现其可利用型面的变化实现高度补偿,具有推重比高,结构简单且技术上容易实现的优点,但是复杂的激波、分离流动控制是高性能双钟型喷管设计和实现高度补偿特性的难点。可延展喷管<sup>[9]</sup>通过基础喷管的延伸来兼顾不同背景压力下火箭发动机的性能,可以通过改变喷管的面积比来抑制流动分离,但其机械复杂性较高,增加了喷管的重量,降低了喷管可靠性,此外,冷却系统的设计也是这种喷管的难点。文献[10~12]研究了具有连续的高度补偿能力的气动塞式喷管,其具有工作高度变化范围大的优点,但其喷管喷流对外部绕流的当地变化十分敏感,特别是在跨声速飞行区域时,外流干扰导致喷管性能损失尤为严重<sup>[1]</sup>。

由于流场的非对称是喷管侧向力产生的源头,通过大量数值模拟以及实验研究<sup>[13~16]</sup>可以发现,喷管侧向力的一个重要来源是喷管由自由激波分离向

受限激波分离的转换过程<sup>[17,18]</sup>。如果能通过喷管型面的变化来改变面积比进而使得这两种激波分离发生转换的模式改变,降低喷管内流动的非对称性,那么喷管的侧向力将有可能被显著地降低。

本文以沃尔沃宇航公司的VOLVO-S1喷管<sup>[19]</sup>为研究对象,运用结构分析软件模拟了施加作动力后喷管壁面的变形,并对变形后的喷管进行CFD数值仿真与侧向力研究,分析了变形喷管的流场特性以及侧向力降低的原因。

## 2 数值方法与算例数值模拟

VOLVO-S1喷管为最大推力喷管,是依据Vulcain喷管几何外形设计的一个缩比模型,其基本变量参数如表1所示。

Table 1 Basic parameters of VOLVO-S1

Variables	Value
Expansion ratio $\Sigma$	20
Nozzle length $L/\text{mm}$	350
Throat diameter $D_t/\text{mm}$	67.08
Nozzle outlet diameter $D_e/\text{mm}$	300
Entrance radius expansion section $r_{id}/r_t$	0.5
Inlet angle $\theta_{in}/(^{\circ})$	35.025
Expansion angle $\theta_e/(^{\circ})$	4.0

对计算域进行三维结构化网格划分,网格总数为 $167 \times 140 \times 60$ ,为减小网格对流场非对称性的影响,整个计算域划分为纯六面体结构网格,为准确捕捉壁面处的流动分离,喷管内区域网格在靠近壁面处加密。计算采用SST湍流模型,运用有限体积法求解直角坐标系下三维非定常雷诺平均N-S方程。

为了验证本文中所使用的数值计算方法能够较为准确地模拟喷管内的真实流动状况,对于VOLVO-S1喷管选取两个工况即 $NPR=14$ 和 $NPR=16$ 进行算例验证,其中 $NPR$ (Nozzle Pressure Ratio)表示喷管落压比,即喉道截面(喷管进口截面)总压与环境压强之比。数值仿真的无量纲化处理结果与文献[19]中实验值的对比图分别如图1,图2所示。其中, $p_w$ 表示喷管的壁面压力, $p_0$ 为喷管的入口总压, $X$ 为喷管的横坐标, $L$ 为喷管扩张段的总长度。

在 $NPR=14$ 的工况下,如图1所示,数值仿真结果与实验值吻合得比较好。气流在喷管壁面发生流动分离后会继续向外延伸,直至流出喷管。此时喷管处于过膨胀状态,燃烧室的总压与环境背压的比值比较小,低于设计工况,激波会出现在喷管内部。喷管内的气流在经过正激波及斜激波的共同作用

后,在内部形成马赫盘,气流在喷管壁面发生分离后并未再次附着在壁面上,此时喷管内为自由激波分离模式(Freedom Shock Separation, FSS)<sup>[20]</sup>。此外,随着燃烧室总压的进一步提高,喷管的内激波逐渐向喷管出口方向移动,但是在激波前流场的参数基本不变。在自由激波分离模式下,气流在喷管壁面发生分离后,在激波后,压强会迅速上升到与环境压强大小相同。

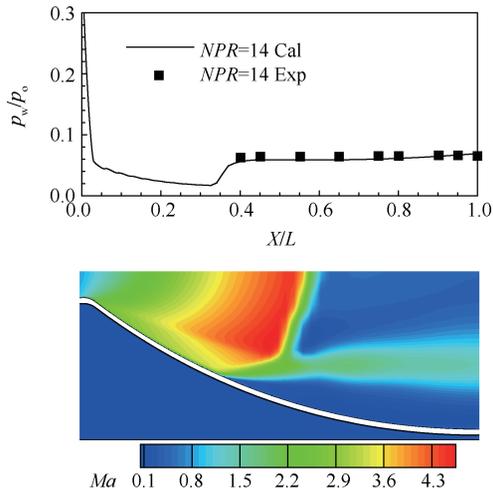


Fig. 1 Contrast of wall pressure distribution of nozzle and Mach cloud at  $NPR=14$

在  $NPR=16$  的工况下,如图 2 所示,数值仿真结果整体上与实验值符合得较好,精确度相较于文献[19]中的 CFD 计算结果有十分显著的提高。喷管内的气流在喷管壁面发生分离后再次附着在了喷管壁上,形成了一个附着回流区,此时喷管内为受限激波分离模式(Restricted Shock Separation, RSS)<sup>[20]</sup>。随着气流膨胀的不断增加,壁面压强会逐渐降低,但是由于喷管内部斜激波的作用,在分离点后壁面压强迅速升高到一个相对稳定压强。所以受限激波分离与自由激波分离的区别就是受限激波分离模式下,气流在短暂分离后会再次附着在喷管壁上,会在喷管内部形成一个再附着激波,在再附着激波的强烈作用下,壁面压强在再附着点后迅速升高并超过环境压强。然后,由于激波的反射特性,通过一系列逐渐减弱的波动,壁面压强会逐渐降低,并且最终会略低于环境压强,直到喷管出口。此外,由于再附着激波具有反射离开喷管壁面的趋势,并且这种趋势的强弱是由激波的强弱来决定的,因此喷管内的气体会在远离和靠近壁面之间反复运动,从而在受限区域内形成了菱形激波串,进一步会造成壁面压强在此区域内波动。

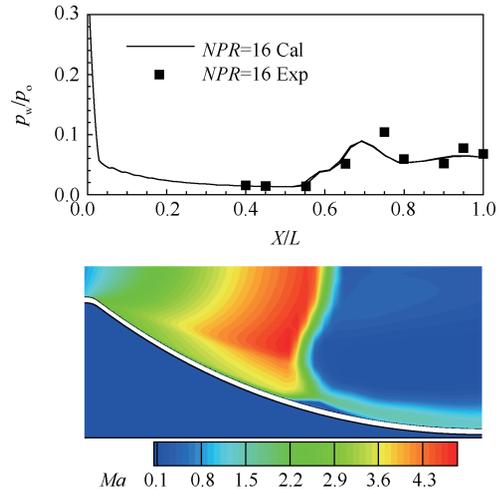


Fig. 2 Contrast of wall pressure distribution of nozzle and Mach cloud at  $NPR=16$

经过详细数值计算发现, VOLVO-S1 喷管在  $NPR=14.2 \sim 14.3$  期间发生由自由激波分离向受限激波分离的转换,并且侧向力达到峰值。此外,各个工况下沿喷管周向各个截面上的流场结构基本没有差异。

### 3 变形喷管数值模拟与结果分析

#### 3.1 变形喷管的形变思路

在喷管喉道下游 10mm 处的  $XOY$  平面中的外壁上固定一对对称带铰链的弯曲梁结构,梁结构一直延伸到喷管出口并保持与壁面贴合的状态,且梁结构是等厚度梁,喷管的材料属性如表 2 所示。在本文的计算中喷管壁厚取为 5.5mm,运用结构分析软件,在梁结构上施加作动力,然后再由梁结构传到喷管扩张段壁面,此时喷管壁面感受到的力可近似当做均布力,受力面积为梁结构与喷管壁面接触面的大小。分解后的喷管施力原理示意图如图 3 所示。喷管模型的材料属性如表 2 所示。

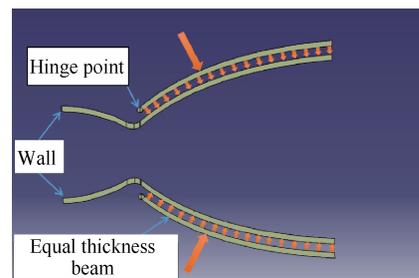


Fig. 3 Diagram about principle of force at the wall of the nozzle

本文中计算模型选用的喷管材料是结构钢,只是用来作定性分析,所得到的流场计算结果与所选材料无关,并且施加作动力的大小仅与材料的选择有关。

喷管受到作动力发生变形后,沿喷管轴线方向各截面的形状均由圆形变为椭圆形,形变过程中采用基于弹簧网格思路的变形网格技术方法,重新生成计算区域的网格,进行下一时间步的计算。变形后的喷管与原喷管的面积比对比如图4所示,其中 $A^*$ 代表喉道面积,  $A_i$ 代表沿喷管轴向各横截面面积。

Table 2 Material properties of the nozzle

Nozzle name	VOLVO-S1
Material	Structural steel
Modulus of elasticity/Pa	$2.11 \times 10^{11}$
Poisson ratio	0.33
Density/( $\text{kg}/\text{m}^3$ )	7900

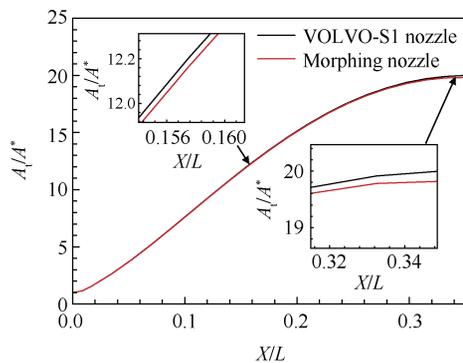


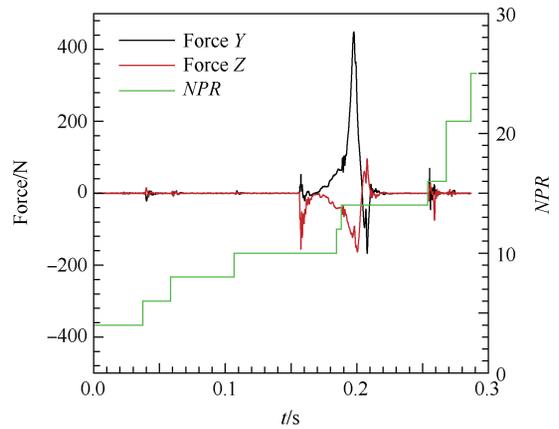
Fig. 4 Area ratio contrast of morphing nozzle and VOLVO-S1 nozzle

### 3.2 变形喷管和 VOLVO-S1 喷管的侧向力及推力的对比

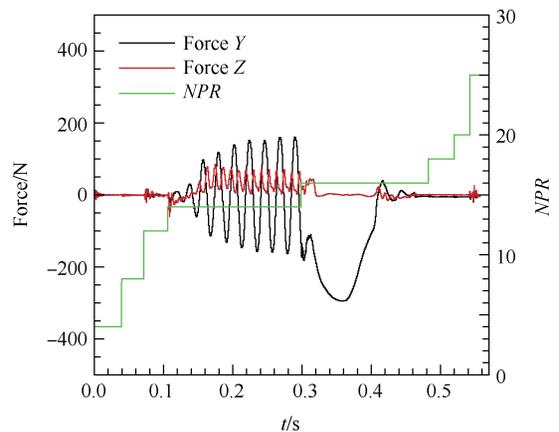
在整个 CFD 仿真过程中,随着仿真时间推移,喷管落压比从小到大不断增加,此过程中当某落压比流场计算稳定后加入下一个落压比的流场计算,同时监测整个时间历程的侧向力变化。计算表明, VOLVO-S1 喷管在  $NPR=14 \sim 15$  期间,喷管侧向力突然增加,由于侧向力是流场的非对称引起的,  $Y$  和  $Z$  方向上的侧向力大小并不一样,如图 5(a) 所示,并且最大推力喷管侧向力的方向是随机的<sup>[21]</sup>。采用同样的方法计算变形后的喷管流场,同样监测  $Y$  和  $Z$  方向上的侧向力变化,如图 5(b) 所示。

对比图 5(a) 和图 5(b) 可知,变形喷管在  $Y$  方向(短轴剖面)上的侧向力峰值约减小为 VOLVO-S1 喷管侧向力峰值的 60%,在  $Z$  方向(长轴剖面)上的侧向力峰值约减小为原喷管的一半。

在 CFD 仿真过程中,各个工况 VOLVO-S1 喷管和变形喷管推力对比如表 3 所示,可以发现,变形喷管相对于 VOLVO-S1 喷管推力损失较小。



(a) VOLVO-S1 nozzle



(b) Morphing nozzle

Fig. 5 Side loads on the  $Y$  and  $Z$  directions

Table 3 Thrust contrast of VOLVO-S1 nozzle and morphing nozzle at different operating conditions

NPR	VOLVO-S1/N	Morphing nozzle/N
4	1218.75	1240.89
6	2003.06	1992.82
8	2553.26	2460.06
10	3000.79	2894.64
12	3327.43	3255.79
14	3518.56	3581.89
16	3144.01	3152.83
18	4327.21	4226.72
20	5182.58	5132.67
25	7892.89	7880.24

### 3.3 变形喷管的流场结果分析

在数值计算时,首先通过定常求解计算施加作动力后的结构形变,从而获得新的喷管外形,也即是变形喷管,然后再基于该变形喷管作进一步的非定常流场分析计算。经过详细的数值计算,变形喷管在  $NPR=15.2 \sim 15.3$  期间发生自由激波分离向受限激

波分离的转换,相比于VOLVO-S1喷管的激波模式转换会有所延迟。下面对 $NPR=15.2$ 和 $NPR=15.3$ 这两个工况做详细的流场结果分析。

(1)燃烧室总压为 $1.52\text{MPa}$ ,总温为 $450\text{K}$ ,环境压强为 $0.1\text{MPa}$ ,环境温度为 $288\text{K}$ ,对变形喷管的 $NPR=15.2$ 工况进行流场数值模拟,计算得到的喷管长轴及短轴剖面马赫云图如图6所示。

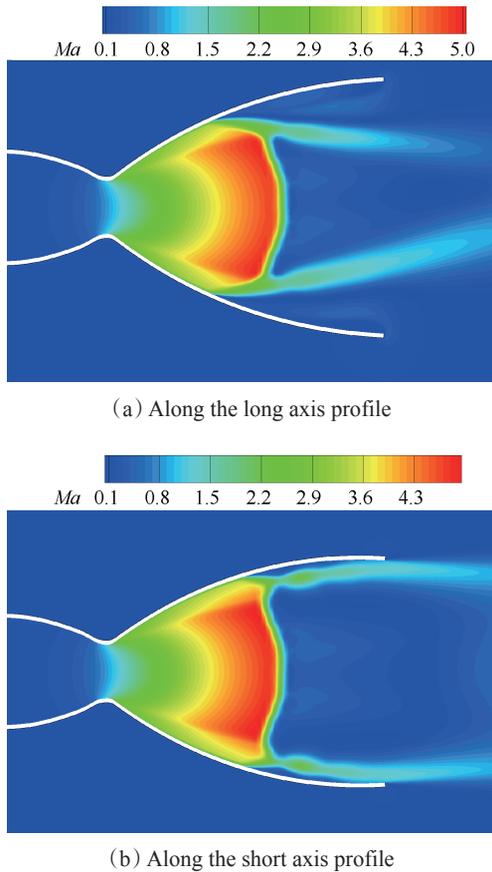


Fig. 6 Mach cloud of morphing nozzle at  $NPR=15.2$

在 $NPR=15.2$ 的工况下,通过观察变形喷管短轴剖面流场图,可以看出收缩段流动稳定,流动经过喉道之后,由于激波附面层相互作用出现流动分离区,接着流动会再次附着在壁面上,属于受限激波分离(RSS)。此外,扩张段的激波形态在不同剖面方向上是不同的,长轴剖面的马赫数云图依然显示为自由激波分离(FSS),与短轴剖面的激波结构有明显的不同,也即是在该工况下喷管内激波分离处于部分受限状态。

(2)燃烧室总压为 $1.53\text{MPa}$ ,总温为 $450\text{K}$ ,环境压强为 $0.1\text{MPa}$ ,环境温度为 $288\text{K}$ ,对变形喷管的 $NPR=15.3$ 工况进行流场数值模拟,计算得到的喷管长轴和短轴剖面的马赫云图如图7所示。

在 $NPR=15.3$ 的工况下,喷管的收缩段流动依然

稳定,扩张段的流场结构在不同剖面上的差异减小。通过长轴和短轴剖面的马赫数云图均可以发现,流动经过喉道之后由于激波附面层相互作用会出现流动分离区,之后的流动会再次附着在壁面,属于受限激波分离(RSS)。

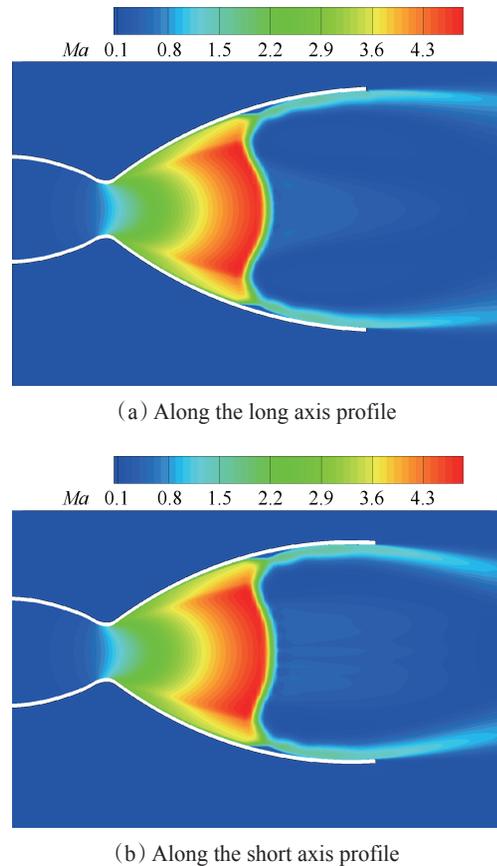


Fig. 7 Mach cloud of morphing nozzle at  $NPR=15.3$

图8(a)为不同 $NPR$ 下的VOLVO-S1喷管侧向力分布比较图,其中如 $F_4$ 代表 $NPR$ 为4工况下的侧向力分布,以下均可类比之。由图8(a)可见,在 $NPR=4\sim 25$ 之间的9个工况下,各个工况下侧向力的方向不规则地分布在 $360^\circ$ 圆周上<sup>[21]</sup>,由此可知,对VOLVO-S1喷管,在入口总压不同的工况下,喷管侧向力的方向是随机分布的,说明VOLVO-S1喷管内流场的非对称性很强。此外,由于喷管流动十分敏感,当网格变化时,计算得到的喷管侧向力是会发生变化的,并且在研究过程中,采用三套粗细不同的网格也验证了这一结论的正确性。

图8(b)为不同 $NPR$ 下变形喷管侧向力分布比较图,可以发现,在 $NPR=4\sim 25$ 之间的9个工况下,所有工况下侧向力的方向只分布在一个约为 $180^\circ$ 的半圆周上,说明此时变形喷管内侧向力方向的随机性较VOLVO-S1有所降低,这有可能是因为变形喷管Y

和 $Z$ 方向上对称且有差异的型面轮廓迫使喷管内的流动在 $Y$ 和 $Z$ 轴方向的对称性增强,因而变形喷管相对于VOLVO-S1会呈现出一个较小的侧向力。

此外,由于长短轴剖面上的自由激波分离向受限激波分离转化的过程并不是同时发生的,导致喷管在 $Y$ 和 $Z$ 方向上的侧向力不会同时到达峰值,因而也会使得变形喷管的侧向力较VOLVO-S1喷管有明显降低。

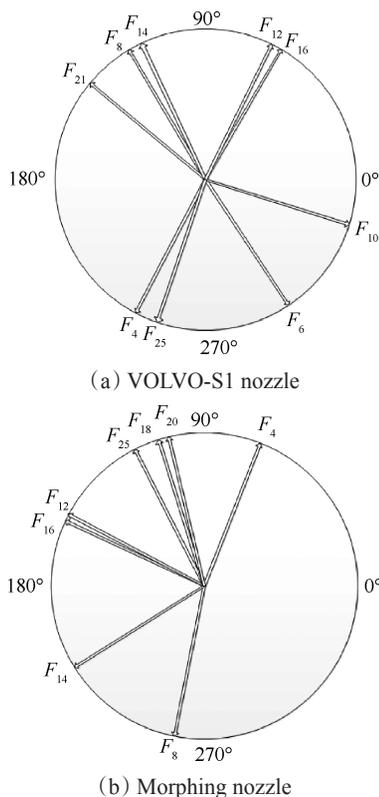


Fig. 8 Distribution of lateral force direction in different working conditions

因此变形喷管相比于VOLVO-S1喷管,在推力损失较小的情况下,侧向力显著地减小。此外,通过观测流场特征,可以发现变形喷管长短轴剖面上的激波形态是不相同的,特别是在自由激波分离向受限激波分离转换的阶段,短轴剖面的激波分离模式先于长轴剖面由自由激波分离转换为受限激波分离。

#### 4 结论

本文提出了一种减弱喷管侧向力的技术途径,在喷管扩张段的 $Y$ 方向施加一定大小作用力后,喷管出口面积减小约0.98%,采用数值模拟方法,研究了基于VOLVO-S1喷管的变形喷管侧向力及其流场特性的变化情况,通过数值计算和分析,得到以下结论:

(1)变形喷管在变化压比过程中,自由激波分离模式向受限激波分离模式的转变发生在 $NPR=15.2 \sim 15.3$ 左右,相比于VOLVO-S1喷管的14.2~14.3,变形喷管的激波分离模式的转换延迟。

(2)由于变形喷管型面仅在 $Y$ 和 $Z$ 方向上是对称的,使喷管内流场分布的随机性降低,流场分布的对称性增强;此外,变形喷管长短轴方向上的激波分离模式的转换过程不是同步发生的,上述两点是变形喷管侧向力较VOLVO-S1喷管有明显降低的主要原因。

(3)变形喷管在推力损失较小的情况下,可以将长轴( $Z$ 方向)剖面方向上侧向力峰值降为原来的一半,短轴( $Y$ 方向)剖面方向侧向力几乎降为原来的60%,说明本文提出的运用变形喷管减小侧向力的方法是有效的。

#### 参考文献:

- [1] 叶正寅,吕广亮. 火箭发动机喷管非正常侧向力和流固耦合研究进展[J]. 航空工程进展, 2015, 6(1): 1-12.
- [2] 陈林泉,侯晓. 喷管分离流场计算[J]. 固体火箭技术, 1996, 19(4): 18-23.
- [3] Igra D. Numerical Simulation of Nozzle Starting Flow [J]. *Journal of Spacecraft & Rockets*, 2015, 53(1): 1-8.
- [4] Zhang S, Shotorban B, Pohly J, et al. Aeroelastic Response of Rocket Nozzles Subjected to Combined Thrust and Side Loads [C]. *Dallas: AIAA Computational Fluid Dynamics Conference*, 2006.
- [5] Hagemann G, Immich H, Nguyen T V, et al. Advanced Rocket Nozzles [J]. *Journal of Propulsion & Power*, 1998, 14(5): 620-634.
- [6] Stark R, Nürnbergergénin C. Side Loads in Dual Bell Nozzles, Part I: Phenomenology [C]. *Nashville: AIAA Joint Propulsion Conference*, 2010.
- [7] Frey M, Hagemann G. Critical Assessment of Dual-Bell Nozzles [J]. *Journal of Propulsion & Power*, 1999, 15(1): 137-143.
- [8] 马宏瑞,张扬军,郑孟伟,等. 双钟型喷管高度补偿特性的数值分析[J]. 推进技术, 2003, 24(6): 505-508. (MA Hong-rui, ZHANG Yang-jun, ZHENG Meng-wei, et al. Numerical Analysis on the Performance of Dual-Bell Nozzle [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2003, 24(6): 505-508.)
- [9] Massimo Ferlin. Assessment and Benchmarking of the Extendible Nozzle Systems in the Liquid Propulsion [R]. *AIAA 2012-4163*.
- [10] Hidemasa Miyamoto, Akiko Matsuo, Takayuki Kojima.

- Effects of Sidewall Configurations on Rectangular Plug Nozzle Performance[R]. *AIAA* 2006-4373.
- [11] 王柏懿, 郭唐稳, 王世芬, 等. 一种单级入轨火箭发动机概念—气动塞式喷管发动机[J]. *力学进展*, 2000, 30(2): 283-294.
- [12] 宋明德, 张涵信. 火箭发动机塞式喷管流场的数值研究[J]. *推进技术*, 2000, 21(5): 19-21. (SONG Ming-de, ZHANG Han-xin. Numerical Investigation on Flow Field of Rocket[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2000, 21(5): 19-21.)
- [13] Schomberg K A, Olsen J, Neely A J, et al. Suppressing Restricted Shock Separation in Thrust-Optimized Rocket Nozzles Using Contour Geometry[C]. *Orlando: AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 2015.
- [14] Ralf Stark. Flow Separation in Rocket Nozzles—An Overview[R]. *AIAA* 2013-3840.
- [15] Aghababaie A A, Theunissen R. Modeling Free Shock Separation Induced Side Loads in Overexpanded Rocket Nozzles[J]. *AIAA Journal*, 2014, 53(1): 93-103.
- [16] 李 耿, 侯 晓, 陈 慧, 等. 固体火箭发动机喷管分离流场数值模拟及试验研究[J]. *固体火箭技术*, 2013, 36(3): 324-328.
- [17] Lijo V, Kim H D, Setoguchi T, et al. Numerical Simulation of Transient Flows in a Rocket Propulsion Nozzle [J]. *International Journal of Heat & Fluid Flow*, 2010, 31(3): 409-417.
- [18] Ralf Stark, Chloe Genin. Optimization of a Rocket Nozzle Side Load Reduction Device[R]. *AIAA* 2012-3970.
- [19] Östlund J. Flow Processes in Rocket Engine Nozzles with Focus on Flow Separation and Side-Loads[D]. *Malaysia: Mekanik*, 2002.
- [20] 胡海峰. 液体火箭发动机推力室一体化设计分析关键技术研究[D]. 西安:西北工业大学, 2012.
- [21] 林 震, 王长辉, 刘 宇, 等. 喷管分离流动及其侧向载荷[J]. *北京航空航天大学学报*, 2010, 36(3): 307-310.

(编辑:梅 瑛)