

导流槽构型对火箭起飞时流场和声场的影响

邢成龙¹, 乐贵高¹, 沈林², 赵昌方¹
(1. 南京理工大学 机械工程学院, 南京 210094;
2. 上海宇航系统工程研究所, 上海 201109)

摘 要: 为了研究四喷管运载火箭起飞时火箭周围噪声环境问题,建立燃气/空气双组分的可压缩流动模型,采用 2 阶 Roe 格式、SAS(scale-adaptive simulation)湍流模型和声学类比积分法 Ffowcs-Williams Hawkins(FW-H)求解三维 Navier-Stokes 方程。以单机火箭的噪声问题为对象开展数值模拟,并将噪声数值计算结果与试验数据对比,误差在 3 dB 以内(相对误差小于 1.6%),验证预测噪声方法的有效性,进而研究四喷管运载火箭起飞阶段采用不同导流槽构型对箭体舱段区域噪声环境的影响,结果表明:在相同噪声接收点处,单侧导流槽对应的总声压级比双侧导流槽大,两者的总声压级(OASPL)之差最大为 10.7 dB。另外,当采用单侧导流槽时,沿周向接收点的噪声总声压相对单侧导流槽中心截面呈对称分布,而且沿导流出口方向逐渐增大。所建立的噪声数值方法为大推力捆绑运载火箭舱段的噪声环境预测及其控制提供一定参考。

关 键 词: 四喷管运载火箭; SAS(scade-adaptive simulation)湍流模型;
声学类比积分法 FW-H(Ffowcs-Williams Hawkins); 噪声环境; 单/双侧导流槽

中图分类号: V421.1 **文献标志码:** A

Influence of jet deflector configuration on flow field and acoustics field of launch vehicle at lift-off

XING Chenglong¹, LE Guigao¹, SHEN Lin², ZHAO Changfang¹
(1. School of Mechanical Engineering,
Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China;
2. Shanghai Institute of Aerospace System Engineering, Shanghai 201109, China)

Abstract: To study the acoustics environment around the four-nozzle launch vehicle at lift-off, a two-component compressed flow model of gas/air was established. The second-order Roe scheme, SAS (scale-adaptive simulation) turbulence model and acoustic analogy method (FW-H) were used to solve the three-dimensional Navier-Stokes equation. Firstly, the jet and noise of single-nozzle launch vehicle were numerically simulated. The error between the numerical results and the experimental data was less than 3 dB (relative error less than 1.6%), and then the configuration of the jet deflector on the acoustic environment of the four-nozzle launch vehicle was studied. Results showed that the overall sound pressure level of the one-sided jet deflector was larger than that of the two-sided jet deflector, and the maximum difference of the overall sound pressure level (OASPL) was 10.7 dB. In addition, for one-sided jet deflector, the overall sound pressure level of the circumferential noise re-

收稿日期:2019-10-10
基金项目:载人航天方向专题项目(010101); 江苏省研究生科研与实践创新计划(KYCX19_0327)
作者简介:邢成龙(1989—),男,博士生,主要从事火箭燃气气动力学及气动声学研究。

引用格式:邢成龙,乐贵高,沈林,等.导流槽构型对火箭起飞时流场和声场的影响[J].航空动力学报,2020,35(3):589-596. XING Chenglong, LE Guigao, SHEN Lin, et al. Influence of jet deflector configuration on flow field and acoustics field of launch vehicle at lift-off[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(3): 589-596.

ceiving points showed the symmetry of the center section of the one-sided jet deflector and the increasing trend along the direction of the jet deflector outlet. The research results provide some reference for the prediction of noise environment and noise control of launch vehicle.

Key words: four-nozzle launch vehicle; SAS (scale-adaptive simulation) turbulence model; acoustic analogy method FW-H (Ffowcs-Williams Hawkins); noise environment; the one and two-sided jet deflector

近年来,随着各国对深空探索计划逐步推进,例如先后启动了载人航天、探月工程、卫星导航等研究课题,主要围绕提升火箭的运载能力而开展的,将人造地球卫星、载人飞船、空间站、空间探测器等有效载荷送入预定轨道。如美国的“大力神”号运载火箭、前苏联的“东方”号运载火箭、欧洲航天局联合研制的“阿里安”号运载火箭、中国的“长征”运载火箭等。运载火箭在起飞点火阶段,由于火箭推力大,多台发动机产生的簇式喷流将产生很强的声载荷,对舱段内的精密仪器及导航设备形成干扰,如 H-IIA 在发射时候,产生 800 t 的推力,辐射出来的总声功率大约能达到 180 W (= 200 dB)^[1]。大推力捆绑火箭噪声环境十分复杂,开展起飞阶段火箭噪声预测将有利于提高发射安全性^[2-3]。

目前,研究运载火箭升空时噪声环境问题的方法主要有工程经验预测、数值计算和缩比试验等。Eldred 等^[4]基于飞行数据和缩比模型试验数据,总结出来用于预测运载火箭起飞时噪声的计算公式,为设计提供一定的依据。为了提高噪声预测精度,许多研究者对 Eldred 方法的经验公式进行改进,尽管这些研究为了构建更高的噪声预测精度而进行的,然而噪声源的位置尚不清楚,特别是射流与发射台相互作用,这种情况并没有改善。

国外研究人员在数值计算和试验方面,Tsutsumi 等^[5]采用 LES 和 FW-H 声类比法计算预测艾普斯龙运载火箭 1/42 缩比模型在升空时噪声,当火箭上升至 14 倍喷管出口直径高度时,整流罩位置的总声压级达到最大值。Tam 等^[6]研究了固体火箭发动机近场噪声特性时,得出火箭的湍流混合噪声主要是由小尺寸的湍流结构噪声和大尺寸湍流结构噪声两部分所组成。Gely 等^[7]以织女星运载火箭的 1/33 模型为对象,研究导流槽形状和火箭飞行高度对火箭周围噪声的影响。Karthikeyan 等^[8]通过地面飞行试验研究火箭发射升空时燃气射流与发射平台等设施相互作用对噪声的影响。与全尺寸模型相比,采用缩比模型得到的结果忽略了因折射、反射等因素带来的误差,准确度并不高。

我国针对燃气射流噪声开展了一些研究。陈

劲松等^[9]对多喷管捆绑式火箭射流噪声问题简化为单喷管液体火箭喷流噪声,进行试验研究。张津泽等^[10]研究了发动机混合比和导流槽对单喷管火箭发动机射流噪声的影响,结果表明导流槽对喷流噪声有遮蔽作用。任方等^[11]基于相似理论建立缩比模型,得到运载火箭表面的噪声环境的空间相关特性,试验结果比遥测数据小 1.5 dB,验证火箭射流声场的预示方法的有效性。

近年来,随着计算机计算能力和计算气动声学数值精度的提高,在保证预测精度的同时,提高计算效率,为开展大推力、全尺寸、多喷管运载火箭起飞时噪声环境预测提供了有利的条件,因此采用数值模拟方法既有利于提高分析效率,又能节约试验成本。

本文采用 2 阶 Roe 格式、SAS 模型和声学类比积分法(FW-H)求解三维可压缩 Navier-Stokes 方程,为了减小缩比模型引起的误差,建立四喷管全尺寸运载火箭起飞时噪声环境模型,研究导流槽构型对流场拓扑结构、总声压级和频谱的影响规律,为进一步开展多喷管运载火箭起飞时噪声环境预测和噪声控制技术提供参考。

1 气动声学数值方法及物理模型

1.1 流动控制方程

火箭燃气满足如下基本假设:①燃气遵循理想气体状态方程;②不考虑燃气中各组分的化学反应;③质量扩散采用燃气和空气双组分气体模型。

1.2 湍流模型

尺度自适应模拟(scale-adaptive simulation, SAS)的概念是基于将冯卡门长度尺度引入湍流尺度方程。von Karman 长度尺度提供的信息允许 SAS 模型动态调整已在 URANS(unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes)模拟中解析的结构,而在非稳定状态下产生类似 LES(large eddy simulation)的行为。SAS 方法在不稳定区域提供“LES”级别的流场捕获,其计算成本不到 LES 模型的一半。因此,不需要 LES 或者 DES

(detached eddy simulation)那么精细而庞大的网格和计算资源条件,可以取得良好的数值精度。SAS 是在 $\kappa\text{-}\omega$ SST (shear-stress transport) 湍流模型中 ω 方程的源项中增加了一项 Q_{SAS} 。

$$Q_{\text{SAS}} = \max \left[\rho \xi_2 k S^2 \left(\frac{L}{L_{\text{vK}}} \right)^2 - C \cdot \frac{2\rho k}{\sigma_\varphi} \max \left(\frac{1}{\omega^2} \cdot \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \cdot \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, \frac{1}{k^2} \cdot \frac{\partial k}{\partial x_j} \cdot \frac{\partial k}{\partial x_j}, 0 \right) \right] \quad (1)$$

$$L_{\text{vK}} = \frac{\kappa \sqrt{2S_{ij}S_{ij}}}{\sqrt{(\nabla^2 u)^2 + (\nabla^2 v)^2 + (\nabla^2 w)^2}} \quad (2)$$

$$L = \frac{\sqrt{k}}{c_\mu^{1/4} \cdot \omega} \quad (3)$$

式中 L_{vK} 和 L 分别代表 von Karman 尺度和模化湍应力尺度。详细推导过程见文献[12]。

1.3 FW-H 声类比方法

1969 年,在 Curle^[13] 方程基础上,考虑到固体壁面对声音的影响,Williams 和 Hawkings^[14] 运用广义函数理论得到 FW-H 方程。

$$\begin{aligned} \frac{1}{a_0^2} \cdot \frac{\partial^2 p'}{\partial t^2} - \nabla^2 p' &= \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} [T_{ij} H(f)] - \\ &\frac{\partial}{\partial x_i} \{ [P_{ij} n_j + \rho u_i (u_n - v_n)] \delta(f) \} + \\ &\frac{\partial}{\partial t} \{ [\rho_0 v_n + \rho (u_n - v_n)] \delta(f) \} \end{aligned} \quad (4)$$

式中 u_i 为 x_i 方向上的流体速度分量; u_n 为垂直于积分面 $f=0$ 的流体速度分量; v_i 为 x_i 方向上的积分面运动速度分量; v_n 为垂直于积分面的积分面运动速度分量; $\delta(f)$ 为狄拉克(Dirac delta)函数; $H(f)$ 为赫维塞德(Heaviside)函数。相比于 Kirchhoff 面积分法,FW-H 面积分法有较多的优势,即不再受限于线性、无黏的波动方程,FW-H 积分面可以放在射流计算区域中的任何地方,即使在非线性流动区域结论也成立。但 Kirchhoff 面积分则行不通。为此,这里采用的是 FW-H 积分面方法。

1.4 物理模型与边界条件

火箭发射系统及声源面示意图如图 1 所示,声源面的选取参考文献[15],整个发射装置主要部件包括单芯级火箭、发射台、发射塔和导流槽,单芯级火箭安装 4 台液氧/煤油发动机。在研究运载火箭起飞噪声特性时,分析两种导流槽构型因素对火箭舱段区间噪声环境的影响。其中,两种导流槽构型分别为单侧导流槽和双侧导流槽。图 2 给出了单、双侧导流槽发射台示意图。为了

减少计算量、提高计算效率,在射流的核心区域进行加密处理,捕捉声源信息,单侧导流槽和双侧导流槽对应的网格数分别为 686 万和 1 225 万个六面体结构化网格、使用 200 个处理器、计算大约 20 d。假设喷管内为绝能等熵流动,燃气满足理想气体状态方程,发动机喷管出口马赫数是 3.93,喷管入口采用总压、总温边界条件,计算域的外部边界赋大气条件,即压强为 101 325 Pa,温度为 300 K,同时满足特征边界条件,即外部边界满足无反射条件,喷管和其他固壁赋绝热无滑移壁面条件。箭体表面的噪声接收点位置分布如图 1 所示,即以喷管出口为起始,噪声接收点位于射流反方向,在 $25D_e \sim 40D_e$ 之间,每隔 D_e 的距离设置一个接收点监测噪声的变化,总共设置 16 个噪声接收点。 D_e 代表喷管出口直径。此外,分别以 $Z/D_e=25$ 和 $Z/D_e=40$ 的火箭截面中心点为圆心,沿火箭表面顺时针方向上每隔 45° 设置一个噪声接收点,总共设置 8 个周向接收点,显示两个方位角 $\Phi=0^\circ, 90^\circ$,如图 3 所示,其中 Z 为噪声接收点到喷管出口的垂直距离。

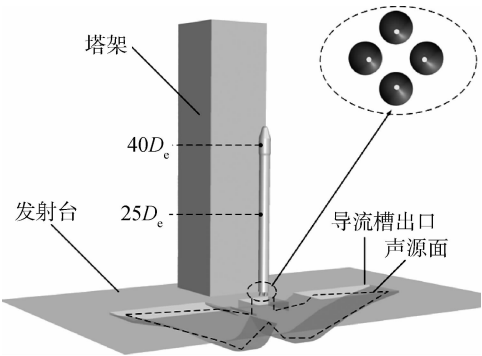


图 1 火箭发射系统和声源面示意图
Fig. 1 Schematic diagram of vehicle launch system and sound source

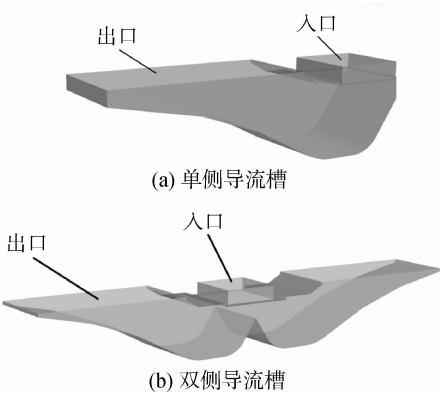


图 2 不同构型的导流槽
Fig. 2 Configuration of the jet deflector

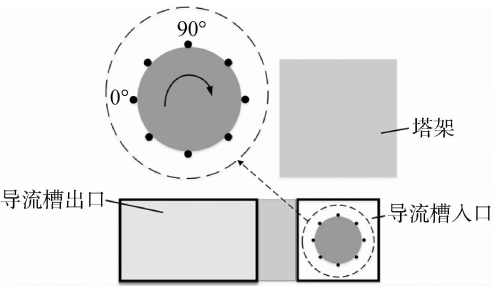


图 3 周向噪声接收点示意图

Fig. 3 Schematic diagram of circumferential receiving points

2 噪声数值仿真验证

在计算四喷管运载火箭射流噪声之前,选取单喷管火箭燃气流冲击单侧导流槽的射流噪声问题为算例^[16-17],发动机喷管出口马赫数为 3.93,计算模型及噪声接收点如图 4 所示,图中显示 4 个噪声接收点位置,距离喷管出口正上方分别为 46、34、22 m 和 10.5 m,即接收点 1、接收点 2、接收点 3 和接收点 4,数值计算声压级与测试数据对比如图 5~图 7 所示。图 5 为噪声接收点总声

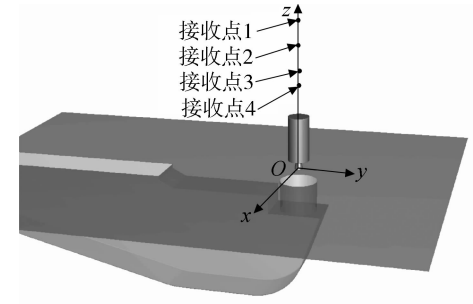


图 4 单喷管火箭及噪声接收点示意图

Fig. 4 Schematic diagram of single nozzle rocket and receiving points

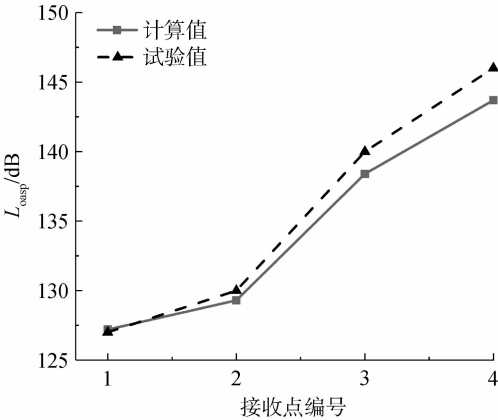


图 5 接收点总声压级计算值与试验值对比

Fig. 5 OASPL comparison of numerical results and experiment data in receiving point

压级(OASPL,量符号记为 L_{oasp})计算值与试验值对比,可见,数值计算与测量总声压之间相差在 3 dB 以内。图 6 和图 7 分别是接收点 1 和 2 的 1/3 倍频谱图声压级(SPL,量符号记为 L_{sp})对比,数值与试验结果吻合较好,由此可见,本文采用的燃气射流噪声数值预测方法具有可靠性和良好的数值精度。

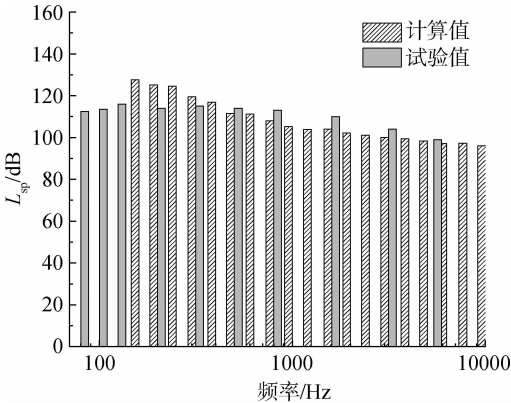


图 6 接收点 1 声压级 1/3 倍频谱图

Fig. 6 1/3 octave SPL spectrum at receiving point 1

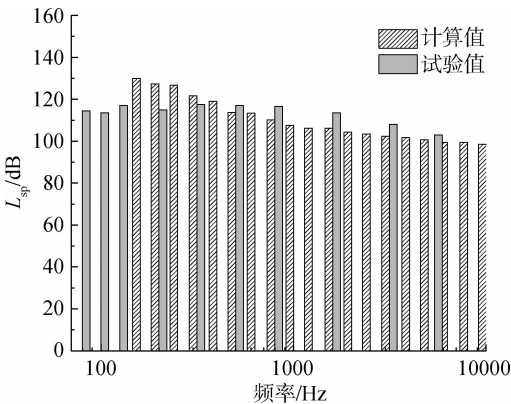


图 7 接收点 2 声压级 1/3 倍频谱图

Fig. 7 1/3 octave SPL spectrum at receiving point 2

3 计算结果与分析

通过开展单喷管火箭燃气流冲击单侧导流槽的射流噪声的仿真与验证工作,进而开展四喷管火箭点火起飞时的噪声数值仿真,每个喷管的尺寸和以上噪声试验测量的喷管尺寸相同。分别选用单侧导流槽和双侧导流槽构型,对比分析火箭起飞噪声的差异性。

3.1 运载火箭羽流场

为了显示多喷管冲击导流槽的流场波系结构,这里以过坐标原点沿着导流槽方向截面,即

xOz 平面,即为导流槽的对称平面,且与塔架平行,如图 8 所示。

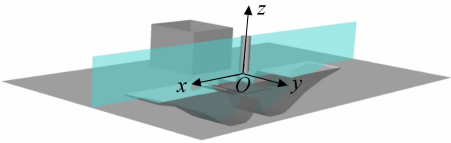


图 8 火箭中心的截面
Fig. 8 Center plane of the vehicle

图 9 为不同导流槽构型的马赫数(Ma)云图。图 9(a)为双侧导流槽的马赫数云图,从图中可以看出,火箭起飞点火阶段,经喷管喷射出高速高温燃气,由于多喷管喷射的情况,存在多股燃气射流相互干扰的现象,在喷管下方,可以明显观察到两个波节,在导流槽底部上方,两股燃气射流相交,然后冲击导流槽底部,由于导流槽具有引流作用,燃气流随着导流槽底部往两个方向流动。图 9(b)为单侧导流槽的马赫数云图,具有与双侧导流槽相似的流场拓扑结构。与双侧导流槽相比,单侧导流槽仅有一个引流方向,在喷管出口下方,两股燃气射流存在更强烈的干扰。

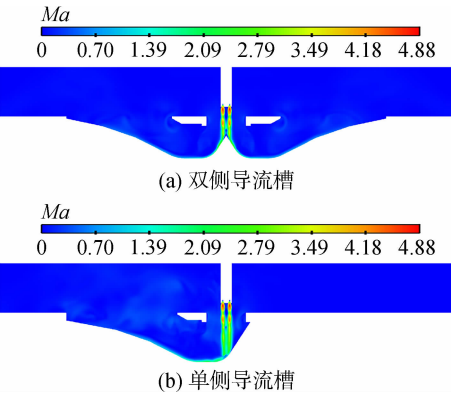


图 9 不同导流槽构型的马赫数云图
Fig. 9 Mach number contour with the different jet deflectors

从图 10 中可以看出,火箭发动机点火后,喷管出口喷射出超声速燃气射流,形成初始冲击波和射流尾焰,流场中含有初始冲击波、射流斜激波、马赫盘正激波、膨胀波、接触间断、切向间断(滑移)、激波与激波相交、激波与膨胀波相交等,流动性质十分复杂。在塔架、火箭发动机和发射平台相同情况下,与双侧导流槽相比,单侧导流槽具有较小的通流面积,可以清晰观察到,单侧导流槽出现以下 3 种更强烈的现象:第一,在导流槽入

口引起更强的反溅;第二,在导流槽内部有更多的膨胀波和压缩波;第三,在导流槽出口会引起更多的膨胀波。其中第一种情况和第三种情况,都会增加火箭周围的声载荷。

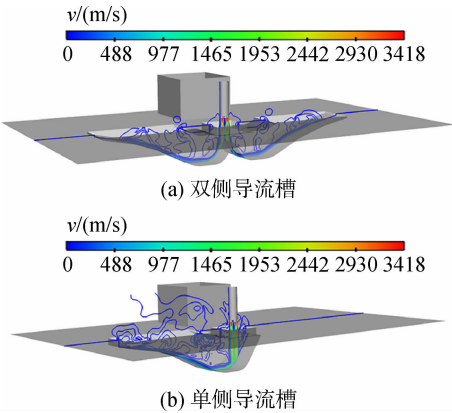


图 10 不同导流槽构型的速度等值线图
Fig. 10 Velocity contours with the different jet deflectors

3.2 噪声接收点的总声压级变化规律

火箭发动机从喷管出口喷射出高温高速燃气,与静止的空气摩擦,诱发动气动噪声。在本节中,为了探究火箭周围噪声环境的变化规律,对火箭周围噪声的辐射机理、沿箭体表面和两个不同高度垂直于火箭轴线截面的总声压级变化情况进行分析。

结合 Akamine 等^[18]开展冲击斜板噪声试验研究和噪声结果分析,火箭周围的噪声环境主要受到 3 个方面的相互叠加、相互干涉影响,如图 11 所示,第一,来自喷管下方自由射流区域的马赫波辐射(I);第二,来自射流区域的声波,与发射台、塔架以及导流槽相互作用,声波会发生折射或者衍射,以及射流与发射台等发射设备相互作用产生的额外噪声源,以辐射的形式影响火箭周

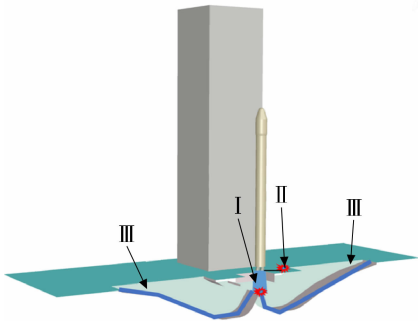


图 11 噪声辐射示意图
Fig. 11 Schematic diagram of noise radiation

围的声载荷(Ⅱ);第三,来自导流槽出口附近的噪声源辐射影响(Ⅲ)。

图 12 显示了在不同导流槽构型下噪声接收点的总声压级对比,其中 Z/D_e 为噪声接收点到喷管出口的垂直距离。可以看出,随着噪声接收点距离喷管出口距离的增大,总声压级逐渐减小,说明声压脉动在传播过程中噪声脉动呈衰弱趋势;在相同噪声接收点处,单侧导流槽的总声压级比双侧导流槽的总声压级大,两者最小相差为 9.7 dB,最大相差为 10.7 dB,与双侧导流槽相比,单侧导流槽的通流面积较小,喷流流入槽内反溅,使得诱发的声压脉动加强,导致火箭周围的噪声环境增大。

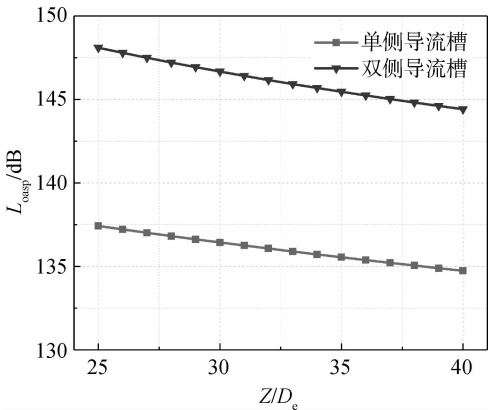


图 12 不同噪声接收点的总声压级变化曲线
Fig. 12 OASPL variation curves of different receiving points

图 13 给出了过 $Z/D_e=25$ 和 $Z/D_e=40$ 截面上、沿火箭周向 8 个接收点的声压分布情况,其中的接收点如图 3 所示。可以看出,①总声压级关于单侧导流槽中心截面呈现对称分布,随着接收点靠近导流槽口站位,声压级呈现增大趋势。②将不同高度截面上站在 0° 接收点总声压级与 180° 接收点差值进行对比,火箭截面 $Z/D_e=25$ 的声压级差值比 $Z/D_e=40$ 的大,说明越靠近整流罩位置的噪声接收点,两者的总声压级差值越小。图 13(a)显示了位于 $Z/D_e=25$ 火箭截面的接收点总声压级分布图,图 13(b)显示了位于 $Z/D_e=40$ 火箭截面的接收点总声压级分布图,站位在 0° 接收点总声压级比 180° 接收点大 1dB。此外,说明总声压级受导流槽出口声源的影响,是造成上述总声压级差异的原因。

3.3 噪声接收点的频谱变化规律

为了对比不同导流槽构型对舱段噪声的影响,图 14 显示位于不同高度噪声接收点的频谱对

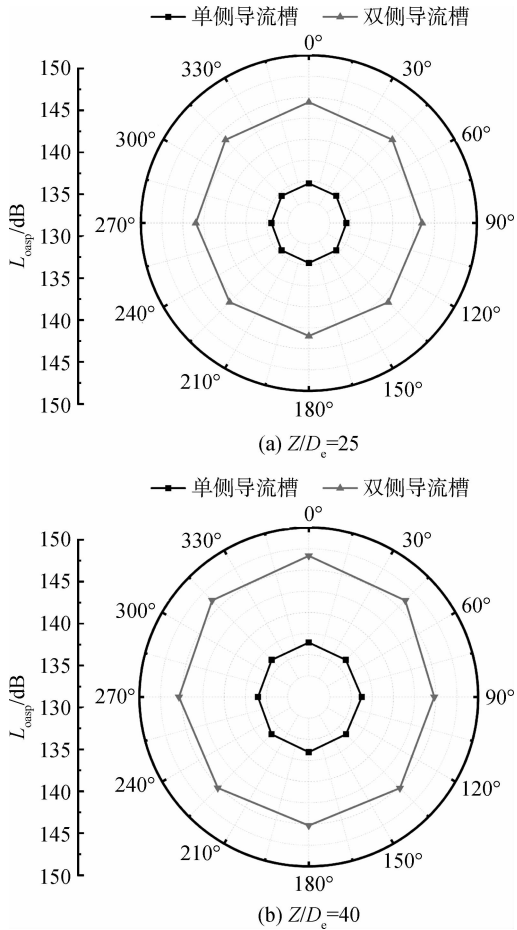


图 13 周向接收点的总声压级分布
Fig. 13 OASPL distribution at circumferential receiving points

比曲线。这里只显示 4 个噪声接收点,依次是 $Z/D_e=25$ 、 $Z/D_e=30$ 、 $Z/D_e=35$ 、 $Z/D_e=40$,可以看出,噪声接收点距离喷管出口越远,声压级逐渐减小,与总声压级变化规律呈现正相关。此外,各个噪声接收点的声压级规律变化相似,随着频率的增大,声压级逐渐减小,大于 2000 Hz 时,各个噪声接收点的声压级重合在一起。在小于 2000 Hz 时,单侧导流槽的声压级大于双侧导流槽,其中,大尺度涡占主要影响、小尺度涡占次要影响。与双侧导流槽相比,单侧导流槽主要增加大尺度涡结构,主要受到两种噪声源辐射相互干涉和相互叠加所致,根据图 10 分析,火箭位于初始起飞高度,其中第一种噪声源是:自由射流区域的马赫波辐射,第二种噪声源是:射流与发射台等发射设备相互作用产生的额外噪声源,以及声波与发射台、塔架以及导流槽相互作用,发生折射或者衍射。

图 15 是位于 $Z/D_e=40$ 截面、站位在 $\Phi=0^\circ$ 、 180° 接收点的 1/3 倍频程声压级对比图,其中的

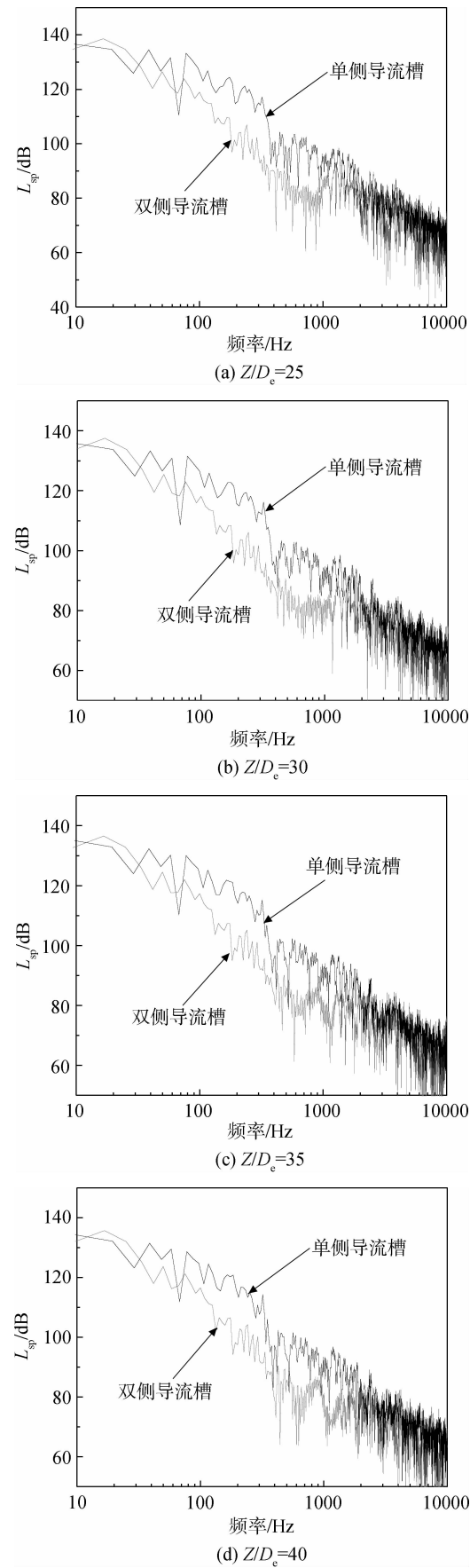


图 14 不同接收点的频谱对比

Fig14 Spectra comparison of different receiving points

两个接收点如图 3 所示。可以看出,一方面,火箭发动机射流噪声主要表现为宽频带噪声。另一方面,两个接收点的声压级主要在 80~315Hz 范围内存在差异,两者声压级差值在 1~3 dB。

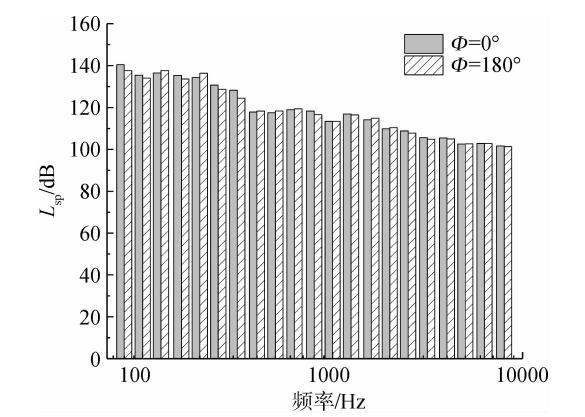


图 15 $Z/D_c=40$ 截面的 1/3 倍频谱图

Fig. 15 1/3 octave SPL spectrum at $Z/D_c=40$ plane

4 结 论

本文建立运载火箭起飞时超声速燃气射流噪声模型,研究导流槽构型对火箭噪声环境影响,重点分析了噪声接收点的总声压级和频谱特性,得出如下结论:

1) 本文建立运载火箭燃气和空气双组分输运模型与噪声模型,2 阶 Roe 格式、SAS 模型和声学类比积分法 FW-H 求解三维可压缩 Navier-Stokes 方程,将单喷管火箭的数值计算和试验值吻合较好,验证数值计算的有效和可靠性。

2) 在相同噪声接收点处,单侧导流槽对应的总声压级比双侧导流槽大,两种导流槽之间的两者的总声压级之差最大为 10.7 dB,最小相差为 9.7 dB,最大降幅达到 7.2%。

3) 当导流槽构型为单侧导流槽时,沿周向接收点的噪声总声压相对单侧导流槽中心截面呈对称分布,而且沿导出口方向逐渐增大。此外,站位在 0°接收点的声压级比站位在 180°的接收点大。在 $Z/D_c=25$ 时,两者总声压级相差 1.5 dB。

参考文献:

[1] TSUTSUMI S, TAKAKI R, SHIMA E, et al. Generation and propagation of pressure waves from H- II A launch vehicle at lift-off[R]. Reno, US: AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2008.

[2] 张磊,阮文俊,王浩,等. 火箭发动机燃气射流驱动液柱降噪实验[J]. 航空动力学报, 2016, 31(5): 1275-1280.

ZHANG Lei, RUAN Wejun, WANG Hao, et al. Experiment on jet noise reduction with a liquid column driven by rocket engine gas jet[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(5):1275-1280. (in Chinese)

[3] 徐悦,周旭,张志成,等. 火箭发动机燃气射流喷水降噪研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(4):816-820.

XU Yue, ZHOU Xu, ZHANG Zhicheng, et al. Reduction of rocket engine jet noise by water injection[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(4):816-820. (in Chinese)

[4] ELDRED K, CENTER L R. Acoustic loads generated by the propulsion system[R]. NASA SP-8072, 1971.

[5] TSUTSUMI S, ISHII T, UI K, et al. Study on acoustic prediction and reduction of epsilon launch vehicle at liftoff[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2015, 52(2):350-361.

[6] TAM C K W, HORNE W C, BURNSIDE N J, et al. Spectral analysis of the acoustic near field of a solid-propellant rocket[J]. AIAA Journal, 2017, 56(3):1-15.

[7] GÉLY D, ELIAS G, MASCANZONI F, et al. Acoustic environment of the vega launch vehicle at lift-off[R]. Budapest, Hungary: Acusticum Forum, 2005.

[8] KARTHIKEYAN N, VENKATAKRISHNAN L. Acoustic characterization of jet interaction with launch structures during lift-off[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2017, 54(2):1-12.

[9] 陈劲松,曾玲芳,胡小伟,等. 单喷管液体火箭发射喷流噪声模拟试验研究[J]. 空气动力学学报, 2015, 33(6):818-822.

CHEN Jinsong, ZENG Lingfang, HU Xiaowei, et al. Test on launch jet noise of liquid rocket with single nozzle[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015, 33(6):818-822. (in Chinese)

[10] 张津泽,徐珊姝,王国辉,等. 导流槽和混合比对发动机喷流噪声特性影响实验研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2017, 3(5):37-40.

ZHANG Jinze, XU Shanshu, WANG Guohui, et al. Experimental study on effect of flame deflector and mixture ratio on jet noise characteristic[J]. Missiles and Space Vehicles, 2017, 3(5):37-40. (in Chinese)

[11] 任方,张正平,李海波,等. 运载火箭起飞噪声环境缩比模型试验方法[J]. 宇航学报, 2015, 36(3):344-350.

REN Fang, ZHANG Zhengping, LI Haibo, et al. The lift-off acoustic prediction methods with scale model acoustic test of launch vehicle[J]. Journal of Astronautics, 2015, 36(3):344-350. (in Chinese)

[12] MENTER F R, EGOROV Y. The scale-adaptive simulation method for unsteady turbulent flow predictions: Part 1 theory and model description[J]. Flow Turbulence and Combustion, 2010, 85(1):113-138.

[13] CURLE N. The influence of solid boundaries upon aerodynamic sound[J]. Proceedings of the Royal Society of London, 1955, 231(1187):505-514.

[14] WILLIAMS J E F, HAWKINGS D L. Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion[J]. Philosophical Transactions of the Royal Society: A Mathematical, Physical and Engineering Sciences, 1969, 264(1151):321-342.

[15] WEST J, STRUTZENBERG L, PUTNAM G, et al. Development of modeling capabilities for launch pad acoustics and ignition transient environment prediction[R]. Springs, Colorado, US: AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2012.

[16] 盛英华,沈林,曹文斌,等. 单喷管火箭燃气导流环境下的噪声分析[J]. 南京理工大学学报, 2019, 43(2):165-169.

SHENG Yinghua, SHEN Lin, CAO Wenbin, et al. Acoustic analysis of deflected jet flow for rocket with single nozzle[J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology, 2019, 43(2):165-169. (in Chinese)

[17] 李锋,刘小勇,鲍福廷. 火箭发动机噪声测试及预估研究[J]. 电声技术, 2009, 33(9):53-57.

LI Feng, LIU Xiaoyong, BAO Futing. Research on noise measuring and prediction of rocket engine[J]. Elementary Electroacoustics, 2009, 33(9):53-57. (in Chinese)

[18] AKAMINE M, OKAMOTO K, GEE K L, et al. Effect of nozzle-plane distance on acoustic phenomena from supersonic impinging jet[J]. AIAA Journal, 2018, 56(5):1943-1952.

(编辑:王碧琚)