

# 导流板排导火箭起飞噪声预示方法\*

王浩轩<sup>1</sup>, 容 易<sup>2</sup>, 曾耀祥<sup>1</sup>, 陈劲松<sup>3</sup>

(1.北京宇航系统工程研究所 北京,100076)

(2.中国运载火箭技术研究院 北京,100076)

(3.北京航天发射技术研究所 北京,100076)

**摘要** 为提高导流板排导火箭起飞噪声预示精度,在传统方法的基础上,提出基于偏转喷流指向性修正的起飞噪声预示方法。首先,在建模过程中,考虑偏转喷流噪声辐射特性的影响,设计了缩比试验声学测试方案,获取火箭偏转喷流指向性;其次,基于火箭起飞噪声来源,建立火箭起飞6部分噪声预示模型,并通过偏转喷流指向性修正偏转喷流模型中噪声辐射特性;最后,采用所提方法完成了火箭在不同升空高度下芯级和整流罩外侧噪声环境预示。结果表明:在不同升空高度下,火箭箭体外侧噪声总声压级预示误差小于3 dB;声压级谱关键频段预示误差小于3 dB,其他频段预示误差小于6 dB。与修正前方法相比,所提方法下火箭起飞初期噪声预示精度提升3~5 dB,可为导流板排导火箭起飞噪声预示提供参考。

**关键词** 导流板;起飞噪声;缩比试验;偏转喷流;指向性

**中图分类号** V475.1;TH113.1

## 0 引 言

导流板排导是火箭起飞喷流排导的重要方式之一,与导流槽排导相比,导流板排导设施更为精简,建设难度较低。为满足发射设施简化及海上航天发射需求,针对导流板排导方式的研究逐渐占据重要地位<sup>[1-2]</sup>。由于导流板排导对喷流的遮蔽较少,其起飞噪声环境更加恶劣,且此类宽频噪声控制难度大<sup>[3]</sup>,会引发更为强烈的结构随机振动<sup>[4]</sup>,这对箭上仪器及薄弱结构噪声防护提出了巨大挑战。我国在建的商业航天发射场采用双侧导流板的排导方式,为做好噪声防护,亟需发展出适用于导流板排导的火箭起飞噪声预示方法。

导流板排导方式在国外火箭上应用较早,如美国 Ares I 与太空发射系统等<sup>[5-6]</sup>,针对导流板排导方式, Eldred<sup>[7]</sup>总结了声源的位置、声功率及频谱分布特征,提出了2种分布源方法(distributed source method,简称DSM)来预示火箭起飞噪声,将喷流声源等效为一系列具有独立声功率和辐射特性的点声源。其中,分布源Ⅱ方法(distributed source methodⅡ,简称DSM-Ⅱ)声源分布接近实际声源,应用较为广泛<sup>[8-13]</sup>,但该方法预示精度有限。Potter等<sup>[14]</sup>根据喷流沿导

流板的实际传播路径,将喷流分为3部分,即导流板上方喷流、沿导流板的偏转喷流和沿地面的偏转喷流,并计算各部分喷流的等效初始参数,从而计算出声功率并进行声功率分配。由于该方法计算声功率时有一定损失,Zeng等<sup>[15]</sup>通过DSM-Ⅱ方法修正了Potter方法的声功率,并对双台发动机试车噪声环境进行预示,声压级谱吻合较好。Kandula等<sup>[16]</sup>考虑到地面对噪声的反射,采用噪声镜面反射模型对地面反射噪声进行计算,进一步完善了DSM-Ⅱ方法。

上述方法中,噪声辐射指向性是影响预示精度的关键参数之一,已有较多学者对自由喷流指向性进行了研究总结,发现自由喷流噪声在下游方向辐射强度最大,对应指向性修正系数也最大<sup>[7,17-18]</sup>。然而,文献[19-20]表明,偏转后喷流噪声包括冲击区域及下游超音速喷流噪声的最大声辐射角度向箭体方向偏移,说明偏转后喷流指向性与自由喷流有一定差别,不能简单沿用自由喷流噪声指向性修正系数。

国内火箭大多采用导流槽排导方式,导流板排导方式噪声数据积累不足,预示难度大。本研究基于某导流板排导火箭1:10缩比试验,设计噪声测试方案,获取偏转喷流噪声辐射指向性修正系数;结合传统预示方法,建立导流板排导火箭起飞6部分噪

\* 国家自然科学基金资助项目(U23B6009);国防科技基础加强计划技术领域基金资助项目(2022-JCJQ-JJ-0640)

收稿日期:2023-10-19;修回日期:2023-12-05

声预示模型,并修正偏转喷流模型指向性,形成基于偏转喷流指向性修正的导流板排导火箭起飞噪声预示方法。最后,通过试验数据验证该方法的可行性。

## 1 导流板排导火箭起飞缩比试验

### 1.1 试验方案

试验装置示意图如图 1 所示,试验环境基于实际发射台整体缩比,缩比比例为 1:10。试验系统见图 1(a),包括缩比火箭、缩比发射台、缩比勤务塔与支架等。其中,缩比勤务塔位于发射台后方,喷流排导方向为发射台两侧。发射台周围布置有 3 条竖立支架,火箭与支架上竖立导轨相连,可沿导轨向上移动 4.5 m,以模拟实际火箭从起飞到上升 45 m 的过程。图 1(b)为试验排导方案及发动机布局,喷流经

过锥顶后向两侧排导;缩比火箭共有 4 台发动机,其中芯级分布 2 台,位于锥顶正上方;2 个助推器各分布一台,分别位于锥顶两侧上方。发动机参数根据缩比准则设计,其中喷管出口直径为实际喷管的 1/10,出口燃气压力、速度、温度和比热比与实际喷管保持一致,缩比发动机主要参数见表 1。

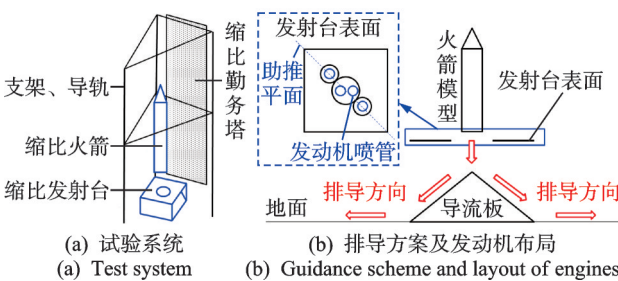


图 1 试验装置示意图

Fig.1 Sketch of testing device

表 1 缩比发动机主要参数

Tab.1 Main parameters of scaling engines

| 参数名称 | 出口速度/(m·s <sup>-1</sup> ) | 喷口直径/m | 燃气比热比   | 燃气密度/(kg·m <sup>-3</sup> ) | 燃气压力/MPa | 燃气温度/K | 燃气分子量 |
|------|---------------------------|--------|---------|----------------------------|----------|--------|-------|
| 数值   | 3 300                     | 0.134  | 1.187 8 | 0.086                      | 0.051    | 1 845  | 25.9  |

根据缩比准则,试验测得的噪声频率为实际火箭的 10 倍,缩比准则为

$$f_{\text{full}} D_{\text{full}} = f_{\text{sub}} D_{\text{sub}} \quad (1)$$

其中: $f$ 为频率; $D$ 为发动机出口直径;下标 full 和 sub 分别为全尺寸和缩比发动机参数。

### 1.2 试验测点布置方案

考虑噪声辐射方向及火箭防噪重点区域<sup>[21]</sup>,试验共布置 3 组测点,第 1 组测点分布如图 2 所示,其中试验系统位于右侧,三导轨中央为缩比火箭,左右两侧为排导方向。传感器线性布置方向与左侧排导方向平行,高于地面 4.3 m,传感器头部朝向地面,共分布 14 个传感器,其中最右侧传感器距箭体轴线 1.65 m。该组测点主要用于测量偏转喷流辐射特性,分析并获取偏转喷流指向性修正系数。

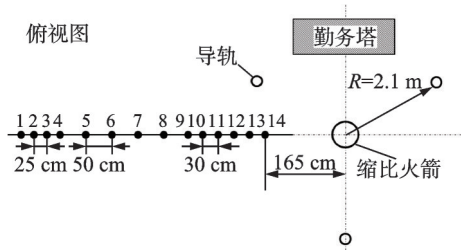


图 2 第 1 组测点分布

Fig.2 Distribution of the first set of measuring points

第 2、第 3 组测点分布见图 3,左侧为正视图 中第 2 组测点位置,右侧为俯视图中第 3 组测点位置。第 2 组测点线性分布于芯级外侧,传感器头部朝向火箭轴线,距芯级外表面 0.1 m;传感器间距为 0.25 m,共分布 10 个传感器,最下侧传感器距离火箭底部约 1 m。第 3 组传感器环向分布于整流罩外侧,传感器头部朝向火箭轴线,距整流罩外表面 0.1 m;传感器环向间距为 60°,共分布 6 个传感器,布置高度距离火箭底部约 4 m。

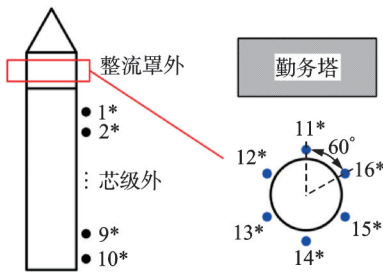


图 3 第 2、第 3 组测点分布

Fig.3 Distribution of the second and third set of measuring points

## 2 缩比试验偏转喷流指向性分析

噪声辐射指向性指声源在同一距离、不同角度辐射声压不一致的现象。受试验现场条件限制,本



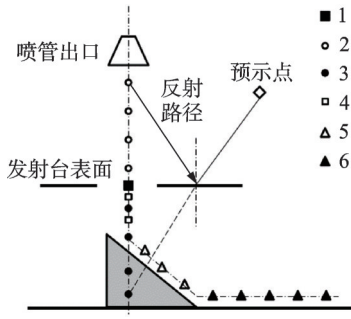


图7 导流板排导火箭起飞噪声源模型

Fig.7 Lift-off noise sources of rockets guided by deflectors

开展发射台冲击噪声和冲击损失计算。当发射孔小于喷流直径时,喷流与发射台面会产生冲击噪声,该部分噪声总声压级(overall sound pressure level, 简称OASPL)的计算式<sup>[22]</sup>为

$$\text{SPL}_{\text{OA},1} = 0.7Q_{\text{max}} + 10\lg(F_w/F_j) - 20\lg(R_0/D_j) + 38 \quad (5)$$

$$F_j = \rho_j U_j^2 S_j \quad (6)$$

$$F_w = F_j - \bar{\rho}_w \bar{U}_w^2 A_w \quad (7)$$

其中: $Q_{\text{max}}$ 为同等条件下喷流冲击无孔平板所产生的最大压力脉动; $D_j$ 、 $\rho_j$ 、 $U_j$ 、 $S_j$ 分别为发动机喷口等效直径、密度、速度和截面积; $R_0$ 为预示点与发射孔的距离; $F_j$ 为发动机喷口喷流推力; $F_w$ 为冲击在发射台面喷流的推力; $\bar{\rho}_w$ 、 $\bar{U}_w$ 分别为发射孔处喷流平均密度和速度; $A_w$ 为发射孔面积。

1/3倍频程声压级谱由总声压级和经验曲线获得<sup>[22]</sup>。自由喷流噪声和反射噪声由DSM-II计算,核长系数取2.1,喷流轴线功率分配和声功率谱功率分配的计算式<sup>[10]</sup>分别为

$$\frac{X_i W(x)}{W_{\text{OA}}} = \frac{0.352(x/X_i)^{1.36}}{\left(1 + 0.005(x/X_i)^{7.5}\right)^{0.91}} \quad (8)$$

$$\frac{W(f,x)}{W(x)} \frac{U_j c_a}{x c_j} = \frac{0.272(St^*)^{1.03}}{\left(1 + 0.124(St^*)^{3.25}\right)^{1.02}} \quad (9)$$

其中: $X_i$ 为喷流核长; $W_{\text{OA}}$ 为喷流总声功率; $x$ 为喷流轴线坐标; $c_a$ 和 $c_j$ 分别为环境音速和喷口音速。

式(9)中, $St^*$ 为修正的 $St$ 数,其计算式为

$$St^* = \frac{f x c_j}{U_j c_a} \quad (10)$$

各点声源的各频段辐射声压级计算式为

$$\text{SPL}_{b,s} = 10\lg W_{b,s} - 10\lg 4\pi R_s^2 + 120 + \text{DI}(b, \theta) \quad (11)$$

其中: $s$ 为各点声源; $W_{b,s}$ 为各点声源声功率; $R_s$ 为点

声源与预示点距离; $\text{DI}(b, \theta)$ 为自由喷流噪声辐射指向性。

发射台上方自由喷流噪声可由式(11)直接计算;反射噪声需根据噪声实际传播路径对式(11)中距离和指向性进行修正;导流槽下方受扰自由喷流噪声需要在式(11)中引入喷流功率损失附加项 $10\lg(1 - F_w/F_j)$ 。

在计算偏转喷流噪声前,基于Potter方法<sup>[13]</sup>计算各喷流段起始部分等效参数,获得起始等效速度、密度、截面积等。各喷流段点源声功率分布由DSM-II根据对应声源轴线坐标和式(8)计算,声功率谱分布由式(9)计算,其中修正 $St$ 数由各偏转喷流段初始参数计算。

完成噪声源声功率分配后,偏转喷流点源各频段辐射声压级的计算式为

$$\text{SPL}_{b,s} = 10\lg W_{b,s} - 10\lg 2\pi R_s^2 + 120 + 10\lg(1 - F_w/F_j) + \text{DI}'(b, \phi) \quad (12)$$

与式(11)相比,偏转喷流噪声计算采用“半球辐射”假设,且考虑了喷流通过发射孔的能量衰减。式(12)中指向性附加项修正为 $\text{DI}'(b, \phi)$ , $\text{DI}'(b, \phi)$ 为第2节获得的偏转喷流指向性。由式(12)分别计算两段偏转喷流各点源声压级谱,累加得到两段偏转喷流声压级谱及总声压级。

## 4 导流板排导火箭起飞噪声预示

预示目标模型如图1(b)所示,排导方式为导流板双侧地面排导,发动机共4台,其中两股助推喷流分别冲击在两侧导流板上,芯级双喷流冲击顶部后向两侧偏转,该模型可由2个单侧导流板模型叠加而成,单侧导流板起飞噪声来源见图7。计算时,根据喷流实际偏转情况,分别计算两侧偏转喷流噪声,其中助推喷流噪声独立计算。芯级喷流先等效为1个独立喷流,在接触导流板前由单喷流计算,接触导流板后喷流功率向两侧平均分配。最后,累加双侧喷流噪声得到总噪声。

### 4.1 火箭不同升空高度总声压级预示结果分析

芯级外侧噪声总声压级如图8所示,整流罩外侧噪声总声压级如图9所示,分别展示了火箭不同升空高度时,试验数据与预示结果总声压级对比情况。图中 $H$ 为发动机喷口与发射台的距离。对比试验数据与修正后方法可知,预示结果总声压级误差均小于3 dB,且声压级随测点位置变化趋势一

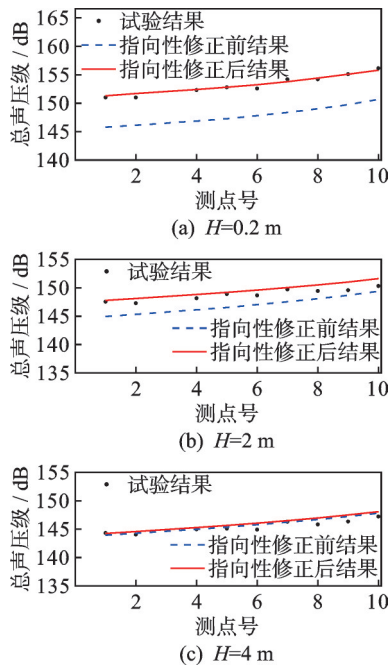


图8 芯级外侧噪声总声压级  
Fig.8 OASPL outside of core stage

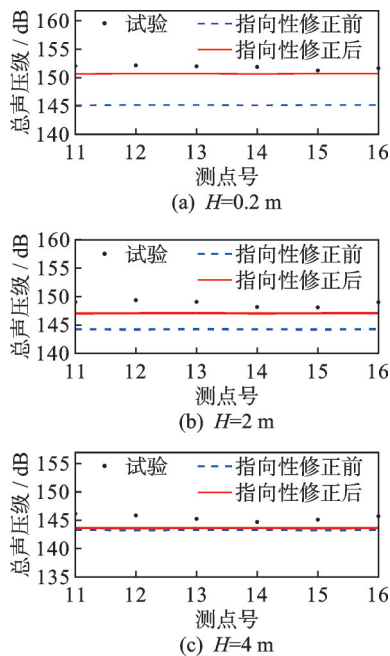


图9 整流罩外侧噪声总声压级  
Fig.9 OASPL outside of fairing

致,即越接近火箭底部,声压级变化越快,符合噪声辐射规律;对于整流罩外测点,预示结果略小于试验数据,但最大误差仍小于 3 dB,满足工程精度要求。对比芯级外和整流罩外噪声数据可知,整流罩外测点声压级略高于芯级外 1\*测点,这是由于整流罩外测点接近箭体顶部吊装设备,噪声反射引起总声压级升高。

对比偏转喷流指向性修正前后结果可知, $H=$

0.2 m 时修正后方法总声压级提高约 5 dB, $H=2$  m 时提高约 3 dB,而在  $H=4$  m 时修正前后结果几乎一致。这是因为修正方法仅修正了偏转喷流指向性,而火箭不同高度下偏转喷流对总噪声贡献不同。 $H=0.2$  m 时,喷流噪声几乎全部来自偏转喷流噪声源,此时修正产生的影响最大; $H=2$  m 时,偏转喷流噪声约占总噪声的 1/2,此时修正产生的影响减小; $H=4$  m 时,噪声主要来自火箭自由喷流部分,因而此时修正影响较小。

#### 4.2 火箭不同升空高度声压级谱预示结果分析

火箭不同升空高度下预示点 7\*、点 14\* 的 1/3 倍频程声压级谱分别如图 10、图 11 所示。对比试验数据与修正后方法可知,各测点不同升空高度下 800 Hz~5 kHz 范围内预示误差小于 3 dB,该频段为喷流噪声主要组成频段,为声压级谱预示的关键频段;在 500 Hz 以下及 10 kHz 以上的预示误差小于 6 dB。修正后方法在峰值频率附近等关键频段预示精度较高,其他频段下的预示精度满足工程需求。

对比偏转喷流指向性修正前后可知,两者预示声压级谱趋势基本相当,但  $H=0.2$  m 时整体预示值偏低,峰值频率略大,这是由偏转喷流指向性差异所引起;随着火箭逐渐上升,偏转喷流对噪声影响逐渐减小,两者预示结果逐渐接近, $H=4$  m 时两者预示值基本一致。

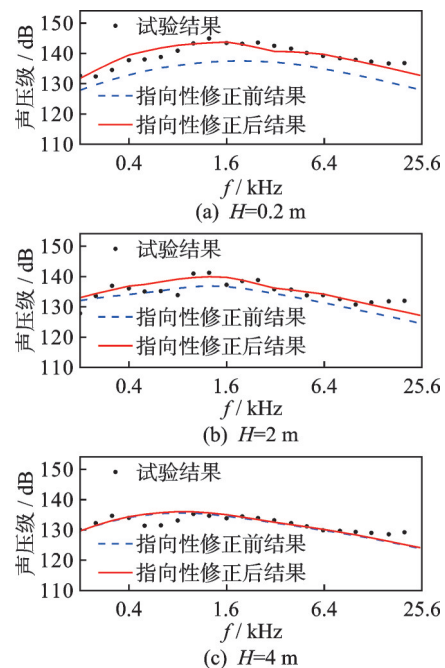


图10 火箭不同升空高度下预示点 7\* 的 1/3 倍频程声压级谱  
Fig.10 1/3 octave sound pressure level spectrum of prediction point 7\* while rocket is on different heights

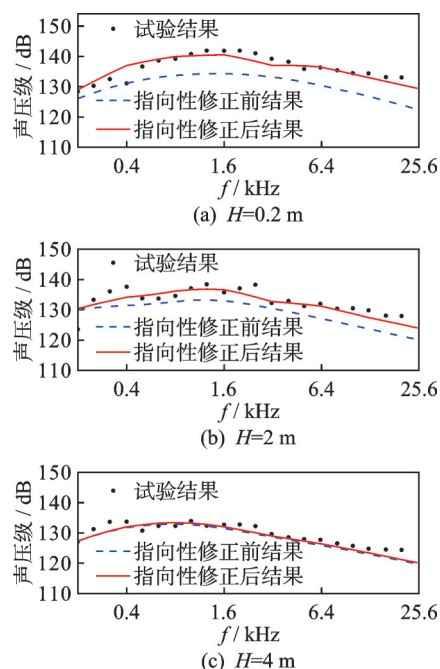


图11 火箭不同升空高度下预示点14\*的1/3倍频程声压级谱  
Fig.11 1/3 octave sound pressure level spectrum of prediction point 14\* while rocket is on different heights

## 5 结 论

1) 针对导流板排导火箭起飞噪声预示问题,设计了导流板排导火箭起飞缩比试验声学测试方案,研究了偏转喷流不同角度噪声辐射特性,获取了指向性修正系数。结合传统预示方法,建立了火箭起飞6部分噪声预示模型,修正了预示模型中偏转喷流指向性。

2) 相较于自由喷流指向性,偏转喷流指向性具有更大的峰值角度且高频下指向性更强,可更准确地表示偏转喷流辐射特性;在火箭不同升空高度下,采用本研究所提方法的火箭外侧总声压级和1/3倍频程声压级谱关键频段预示精度高于3 dB,对火箭起飞噪声环境预示和噪声防护具有重要指导意义;相较于修正前方法,本研究所提方法在火箭起飞初期声压级预示精度提高了3~5 dB,显著提升了火箭在起飞复杂环境下噪声预示能力,具有较高的工程实践应用价值和前景。

3) 本研究所提预示方法取得了较好效果,但目前导流板排导火箭起飞噪声数据有限,未来可通过进一步丰富数据对预示方法进行完善,提高所提方法的预示精度和适应性;此外,本研究未研究导流板形状对偏转喷流指向性的影响,但本研究提出的指向性修正思路可行,可以作为今后相关研究的参考。

## 参 考 文 献

- [1] 肖士利,郭振,谢志丰,等.中国运载火箭地面系统发展方向研究[J].宇航总体技术,2020,4(2):25-32.  
XIAO Shili, GUO Zhen, XIE Zhifeng, et al. Research on the development directions of Chinese launch vehicle ground system[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2020, 4(2): 25-32.(in Chinese)
- [2] 刘阳,辛腾达,同江.下一代智慧发射场发展研究[J].宇航总体技术,2023,7(2):61-68.  
LIU Yang, XIN Tengda, TONG Jiang. Research on the development of the next generation intelligent launch site[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2023, 7(2): 61-68.(in Chinese)
- [3] 马凯,汤晏宁,贺义,等.高速列车包间噪声特性及降噪方案设计验证[J].振动、测试与诊断,2024,44(4):778-784.  
MA Kai, TANG Yanning, HE Yi, et al. Noise characteristics in the compartment and design and verification of noise reduction scheme of high-speed train[J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2024, 44(4): 778-784. (in Chinese)
- [4] 姜骏,刘雪莱,孙建喜.基于改善整车加速噪声的试验及仿真方法[J].振动、测试与诊断,2023,43(5):974-979.  
JIANG Jun, LIU Xuelai, SUN Jianxi. Simulation and experiment method based on trouble shooting for reducing the automotive acceleration noise[J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2023, 43(5): 974-979.(in Chinese)
- [5] COUNTER D, HOUSTON J. Ares I scale model acoustic test lift-off acoustics[J]. The Journal of the Acoustical Society of America, 2011, 130(4): 2542.
- [6] HOUSTON J, COUNTER D, GIACOMONI C. SLS scale model acoustic test liftoff results and comparisons[C]//Aerospace Testing Seminar. Los Angeles, CA: Institute of Environmental Sciences and Technology, Aerospace Corp, 2015: 20150021469.
- [7] ELDRED K. Acoustic loads generated by the propulsion system: NASA SP-8072[R]. Washington: NASA, 1971.
- [8] LUBERT C P, GEE K L, TSUTSUMI S. Supersonic jet noise from launch vehicles: 50 years since NASA SP-8072[J]. Journal of the Acoustical Society of America, 2022, 151(2): 752-791.
- [9] HAYNES J, KENNY R. Modifications to the NASA SP-8072 distributed source method II for Ares I lift-off environment predictions[C]//15th AIAA/CEAS

- Aeroacoustics Conference. Miami, United States: AIAA, 2009: 3160.
- [10] PLOTKIN K, SUTHERLAND L, VU B. Lift-off acoustics predictions for the Ares I launch pad[C]//15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (30th AIAA Aeroacoustics Conference). Miami, Florida: AIAA, 2009: 3163.
- [11] PLOTKIN K, VU B. Extension of a launch pad noise prediction model to multiple engines and directional receivers[J]. The Journal of the Acoustical Society of America, 2012, 132(3): 1991.
- [12] MORSHED M M, HANSEN C H, ZANDER A C. Prediction of acoustic loads on a launch vehicle: nonunique source allocation method[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2015, 52(5): 1478-1485.
- [13] 陈钰, 周旭, 徐悦. 火箭发动机近场射流噪声的计算方法[J]. 导弹与航天运载技术, 2010(3): 12-15.  
CHEN Yu, ZHOU Xu, XU Yue. Near-field acoustical characterization of rocket engines[J]. Missiles and Space Vehicles, 2010(3): 12-15.(in Chinese)
- [14] POTTER R, CROCKER M. Acoustic prediction methods for rocket engines, including the effects of clustered engines and deflected exhaust flow: NASA-CR-566[R]. Huntsville: NASA, 1966.
- [15] ZENG Y X, WANG H X, RONG Y, et al. Improvement methodology of predicting engine jet noise in engineering application[J]. Journal of Physics: Conference Series, 2023, 2472(1): 12058.
- [16] KANDULA M, VU B, LINDSAY H. Near-field acoustical characterization of clustered rocket engines [C]//11th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Monterey, California: AIAA, 2005: 3091.
- [17] TAM C K W. Supersonic jet noise[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 1995, 27(1): 17-43.
- [18] JAMES M M, SALTON A, GEE K, et al. Modification of directivity curves for a rocket noise model[J]. Proceedings of Meetings on Acoustics, 2014, 18(1): 040008.
- [19] KUROKAWA M, TERAMOTO S, OKAMOTO K. Acoustic wave generation from two-dimensional supersonic inviscid jet impinging on inclined plate[J]. AIAA Journal, 2020, 58(8): 3436-3445.
- [20] 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.
- [21] 王钰涵, 郑旭, 周南, 等. 基于振动测试和机器学习的发动机噪声预测[J]. 振动、测试与诊断, 2025, 45(3): 506-512.  
WANG Yuhan, ZHENG Xu, ZHOU Nan, et al. Research on engine radiated noise prediction based on vibration test and machine learning [J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2025, 45(3): 506-512. (in Chinese)
- [22] KUDRYAVTSEV V, SAFRONOV A. Acoustic environment resulting in interaction of launch vehicle main engines jets with a launch pad having closed long ducts like a tunnel[J]. Progress in Flight Physics, 2012, 3: 405-420.



**第一作者简介:**王浩轩,男,1999年2月生,硕士生。主要研究方向为运载火箭喷流噪声。曾发表《多子域模式重复结构多目标拓扑优化》(《计算力学学报》2021年第38卷第4期)等论文。  
E-mail: wanghx1229@163.com

**通信作者简介:**容易,女,1978年10月生,博士、研究员、博士生导师。主要研究方向为运载火箭总体设计。  
E-mail: rongyi781030@126.com