

# 火箭整流罩近壁噪声模化及声振响应分析



赵天泽<sup>1</sup>, 周国成<sup>2</sup>, 宁荣辉<sup>3</sup>, 董宾<sup>3</sup>, 赵小见<sup>1</sup>

1. 北京理工大学, 北京 100081

2. 中国航空工业空气动力研究院 低速高雷诺数航空科技重点实验室, 黑龙江 哈尔滨 150001

3. 中国空气动力研究与发展中心 空天飞行空气动力学与技术全国重点实验室, 四川 绵阳 621000

**摘要:** 高速气流在运载火箭表面产生的声载荷和结构振动是危害运载火箭结构安全、降低蒙皮结构的可重复使用寿命的关键因素之一。本文以类长征五号B型运载火箭整流罩模型为研究对象, 以有限元方法为技术手段, 通过波数-频谱模型模拟声载荷的幅值及空间分布特征, 研究典型状态下火箭整流罩结构的声振响应特性。研究结果表明, 声载荷空间相位变化会影响声振响应幅值, 考虑声载荷空间相关性的建模方法明显提高声振响应预测精度。声振响应大小不仅受到声载荷幅值大小的影响, 还与声载荷分布宽度有关。基于对空间波数影响结构声振响应的规律的认识, 探寻空间波数值与结构模态匹配最优即可通过结构设计实现火箭整流罩的减振降噪。考虑声载荷空间相关的声振响应建模分析方法为我国新一代大型运载火箭的结构安全设计和可重复使用设计提供了一种新的研究思路。

**关键词:** 运载火箭; 声振响应; 脉动压力; 空间相关; 振动控制

中图分类号: V19

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2025.01.008

随着我国航天事业的发展, 空间站、星际探索等民用航天项目的推动对运载火箭运载能力提出更高的要求<sup>[1]</sup>。为了获得更大的运载能力, 新一代运载火箭的尺寸和推力不断提高。然而, 更大尺寸和推力的火箭设计也就意味着更严酷的飞行载荷环境。研究表明, 高速气流会在大型运载火箭整流罩表面产生强的声载荷和结构声振响应, 极大增加了整流罩发生结构破坏的风险<sup>[2]</sup>。声载荷通过火箭蒙皮传入设备舱, 还会影响舱内声敏感设备的正常工作。强声载荷和声振响应的存在对新一代大型运载火箭的结构安全和可重复使用设计提出了更严峻的挑战, 声振响应的精确预测和控制成为未来运载火箭研制不可回避的关键问题之一。

为了解决高速流动条件下的结构声载荷预测问题, 风洞试验技术<sup>[3]</sup>是工程上常用的研究方法。风洞试验技术的优点是可以比较准确地控制气流速度、动压等来流条件, 进

而有效模拟不同流动条件下的声载荷特性。为了验证风洞试验技术用于结构声载荷评估的可靠性, 王显圣等<sup>[4]</sup>在0.6m×0.6m高速风洞中开展空腔噪声和结构声振响应的测量研究, 获得不同流动条件下空腔结构表面脉动压力载荷和声振加速度数据。考虑到风洞尺寸的限制, 飞行器结构声振试验只能采用缩比模型。为了解决缩比飞行器结构声振响应试验测试问题, 赵小见等<sup>[5]</sup>发展了考虑结构曲率效应的声振相似律准则, 并在1.2m量级亚跨风洞中完成了相似准则的试验验证<sup>[6]</sup>, 为飞行器的声载荷预测和结构考核提供了理论和技术支撑。

随着计算机和计算技术的发展, 有限元数值计算广泛应用于结构的声振响应分析研究, 为飞行器声振特性分析提供了另一种技术选择。Rosa等<sup>[6]</sup>采用有限元方法开展平板结构的声振响应分析, 验证了模态解析方法的可靠性。赵小见等<sup>[5,7]</sup>采用有限元方法分别研究了亚跨声速飞行器和

收稿日期: 2024-05-09; 退修日期: 2024-09-20; 录用日期: 2024-11-05

基金项目: 航空科学基金(20220032072001); 四川省科学基金(2023NSFSC0057)

引用格式: Zhao Tianze, Zhou Guocheng, Ning Ronghui, et al. Modeling of near wall noise and analysis on acoustic vibration response of rocket fairings[J]. Aeronautical Science & Technology, 2025, 36(01): 64-74. 赵天泽, 周国成, 宁荣辉, 等. 火箭整流罩近壁噪声模化及声振响应分析[J]. 航空科学技术, 2025, 36(01): 64-74.

高超声速飞行器的结构声振响应,并完成试验结果的对比分析。随着大规模计算流体力学(CFD)并行计算技术的发展,计算结构动力学(CSD)、CFD耦合分析技术也逐步应用于结构声振响应分析。张伟伟等<sup>[8]</sup>采用CSD/CFD耦合分析方法计算了复杂气动载荷作用下失谐叶栅的受迫振动特性及规律。高传强等<sup>[9]</sup>采用CSD/CFD耦合分析方法研究了通用研究模型(CRM)典型机翼的跨声速声振特性及其主要的失稳模态。针对中高频的抖振/声振问题,陈海波等<sup>[10]</sup>发展了统计能量方法,并把该方法应用于飞行器壁面结构的疲劳寿命评估。

基于有限元、统计能量方法的结构抖振/声振响应分析已经得到了工业部门的重视,成为工程问题分析不可或缺的手段。然而,现有的工程研究大多关注飞行器声振响应的时频特性,并未认识到复杂流动引起的声载荷空间相关性对结构振动的重要影响。从时频角度开展声振控制研究主要从声载荷的特征频率和幅值大小出发,通过采用流动控制降低激励幅值,或设计结构特征频率避开激励频率的方式降低结构响应。然而,随着飞行器飞行速度的不断提高,声载荷激励频带逐渐变宽,从时频角度进行飞行器声振控制的效果并不理想,甚至完全不可行。事实上,复杂流动诱导的声载荷的空间相关性是声载荷区别于集中力的关键点。声振响应分析如果不考虑空间相关性的影响,则会造成结构声振评估过于保守,这一点在现有的研究结果中<sup>[11]</sup>已经得到证明。此外,文献<sup>[11]</sup>的研究结果也显示,在一定条件下,声载荷的空间相关性可以起到声振自抑制作用。因此,开展声载荷空间相关性致振规律研究有可能成为新一代飞行器声振抑制设计的一个新的突破口。

为了模拟流致壁面载荷的空间相关特性,国内外学者在试验测量数据的基础上提出了多种不同的声载荷模化模型,其中使用最广泛且最具代表性的模型包括Corcos<sup>[12]</sup>、Efimtsov<sup>[13]</sup>、Chase<sup>[14-15]</sup>等模型。声载荷模型的提出为开展考虑载荷空间相关性的结构声振响应分析提供了一定的技术支持。然而遗憾的是,现有的载荷模型只定义了载荷空间波数是与流动速度相关的常数,并不支持研究不同声载荷空间相关致振的规律。动载荷空间相关性对结构振动的影响并未得到充分重视。近些年来,随着试验测试技术的发展,基于阵列技术的声载荷空间相关性高精度辨识方法发展起来,并被分别应用于研究低速壁面脉动压力<sup>[16]</sup>和高超声速脉动压力载荷<sup>[17]</sup>的空间相关性及其规律。同时,进一步的研究<sup>[11]</sup>从理论上阐明了声载荷空间

相关性在致振、抑振方面的重要作用。这些研究基础恰好为当前开展面向实际工程问题的声载荷空间相关性致振规律研究,探索飞行器声振响应高精度预测及结构抗声振设计新理论、新方法,提供了支撑作用。

本文以缩尺长征五号B型运载火箭的整流罩为研究对象,以有限元方法为计算手段,采用波数-频谱模型模拟声载荷的空间相关特性,研究跨声速段声载荷空间相关性对结构声振响应的影响规律。旨在通过该研究获得一些对飞行器抖振发生机制的新认识,提出高速飞行器声振响应有效控制方法,为新一代大型运载火箭的结构安全设计提供支撑。

## 1 声振响应建模分析方法

### 1.1 有限元模型

本文拟采用有限元方法计算火箭整流罩模型的声振响应。根据有限元模型的构建方法,结构多维振动方程可以表示为<sup>[18]</sup>

$$M\ddot{\mathbf{u}} + B\dot{\mathbf{u}} + K\mathbf{u} = \mathbf{F} \quad (1)$$

式中, $\mathbf{u}$ 为节点位移矢量; $M$ 为质量矩阵; $B$ 为阻尼矩阵; $K$ 为刚度矩阵; $\mathbf{F}$ 为节点力矩阵。采用谐波的形式表示外激励,即 $\mathbf{F}_0 e^{i\omega t}$ ,其中 $\mathbf{F}_0$ 为激励幅值,式(1)可以进一步表示为

$$-\omega^2 M\mathbf{u} + i\omega B\mathbf{u} + K\mathbf{u} = \mathbf{F}_0 \quad (2)$$

简化式(2)得

$$S\mathbf{u} = \mathbf{F}_0 \quad (3)$$

式中, $S = -\omega^2 M + i\omega B + K$ 。引入变换矩阵 $T$ ,归一化速度分量可以表示如下

$$V_n = T\mathbf{u} = TS^{-1}\mathbf{F}_0 \quad (4)$$

假设作用于第 $i$ 节点的外激励为 $F_i$ ,则结构辐射声能量平方根AP可以表示如下

$$AP = H_i \times F_i \quad (5)$$

式中, $H_i$ 表示作用在第 $i$ 节点的力与辐射声能量均方根值AP之间的传递函数。

通过式(5)构建结构响应功率谱密度函数 $S_{AP}$ 与外激励功率谱函数 $S_F$ 之间的关系,则 $S_{AP}$ 可以表示为

$$S_{AP}(\omega) = |H_i(\omega)|^2 S_F(\omega) \quad (6)$$

当分析系统受到多点力源激励时,如流动引起的声载荷时,则结构响应功率谱密度函数表示为

$$S_{AP}(\omega) = \sum_i^N \sum_j^M H_i H_j S_{F_i F_j}(\omega) \quad (7)$$

$S_{F_i F_j}$ 表示声载荷功率谱

$$\mathbf{S}_{F_i F_j} = \begin{bmatrix} \mathbf{S}_{F_i F_i} & \cdots & \mathbf{S}_{F_i F_M} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \mathbf{S}_{F_N F_1} & \cdots & \mathbf{S}_{F_N F_M} \end{bmatrix} \quad (8)$$

## 1.2 声载荷空间相关性模化

声载荷空间分布的模拟可采用波数-频谱模型法,包括 Corcos 模型<sup>[12]</sup>、Efimtsov 模型<sup>[13]</sup>、Chase 模型等。Corcos 模型具体表达式如下

$$S_{pp}(\xi_x, \xi_y, \omega) = S_{pp}(\omega) e^{-\alpha_x \left| \frac{\omega \xi_x}{U_c} \right| - \alpha_y \left| \frac{\omega \xi_y}{U_c} \right| - j \frac{\omega \xi_x}{U_c}} \quad (9)$$

式中,  $S_{pp}(\omega)$  为结构表面声载荷功率谱;  $\xi_x, \xi_y$  分别为任意两点距离在流向和展向的分量;  $U_c$  为湍流边界层沿流向的迁移速度。对于声载荷空间相关性的模拟, 迁移速度  $U_c$  是关键因素, 决定了载荷在结构表面不同位置的相位差。不同来流条件对声载荷空间相关性的影响也是通过影响迁移速度实现的。

Corcos 模型表达式相对简单, 适合模拟弱压力梯度流动。考虑到高亚声速或超声速来流条件, 可以采用 Efimtsov 模型<sup>[13]</sup>、Chase 模型等形式复杂的载荷模型。对于 Efimtsov 模型可以表示为

$$S_{pp}(\xi_x, \xi_y, \omega) = S_{pp}(\omega) e^{-\left| \frac{\xi_x}{A_x} \right| - \left| \frac{\xi_y}{A_y} \right| - j \frac{\omega \xi_x}{U_c}} \quad (10)$$

其中,

$$A_x = \delta \left[ \left( \frac{a_1 Sh}{U_c / U_x} \right)^2 + \frac{a_2^2}{Sh^2 + (a_2/a_3)^2} \right]^{-\frac{1}{2}}$$

$$A_y = \begin{cases} \delta \left[ \left( \frac{a_4 Sh}{U_c / U_x} \right)^2 + \frac{a_5^2}{Sh^2 + (a_5/a_6)^2} \right]^{-\frac{1}{2}}, & Ma < 0.75 \\ \delta \left[ \left( \frac{a_4 Sh}{U_c / U_x} \right)^2 + a_7^2 \right]^{-\frac{1}{2}}, & Ma > 0.9 \end{cases}$$

当  $0.75 < Ma < 0.9$ ,  $A_y$  可通过插值得到。  $Sh$  为斯特劳哈尔数, 表示为  $\omega \delta / U_\tau$ ,  $\delta$  为边界层厚度。  $U_\tau = U_0 (c_f/2)^{0.5}$ ,  $c_f$  为摩擦因子, 通常可取 0.02。  $a_1 \sim a_7$  分别可以取值为 0.1、72.8、1.54、0.77、548、13.5、5.66。

Chase 模型为

$$S_{pp}(\xi_1, \xi_2, \omega) = S_{pp}(\omega) A_M(\omega) f_M(\xi_x, \xi_y, \omega) \exp\left(-Z_M \frac{i\omega \xi_x}{U_c}\right) + S_{F_i F_j}(\omega) A_T(\omega) f_T(\xi_x, \xi_y, \omega) \exp(-Z_T i\omega \xi_x / U_c) \quad (11)$$

其中,

$$f_M = 1 + Z_M + \alpha_M^2 \mu_M^2 (1 - Z_{M1}^2 / Z_M) + 2i\alpha_M \mu_M Z_{M1}$$

$$f_T = 1 + Z_T + \alpha_T^2 \mu_T^2 (1 - Z_{T1}^2 / Z_T) + 2i\alpha_T \mu_T Z_{T1}$$

$$Z_M = \sqrt{Z_{M1}^2 + Z_{M2}^2}$$

$$Z_T = \sqrt{Z_{T1}^2 + Z_{T2}^2}$$

$$Z_{M1} = \alpha_M \mu_M \omega \xi_x / U_c$$

$$Z_{T1} = \alpha_T \mu_T \omega \xi_x / U_c$$

$$Z_{M2} = \alpha_M \gamma_M \omega \xi_y / U_c$$

$$Z_{T2} = \alpha_T \mu_T \omega \xi_y / U_c$$

$$\alpha_M = \sqrt{1 + (b_M \omega \delta / U_c)^2}$$

$$\alpha_T = \sqrt{1 + (b_T \omega \delta / U_c)^2}$$

$$A_M(\omega, U_c) = (1 - r) / (1 + \alpha_M^2 \mu_M^2)$$

$$A_T(\omega, U_c) = r / (1 + \alpha_T^2 \gamma_T^2 + \alpha_T^2 \mu_T^2)$$

$$r(\omega, U_c) = a_r - b_r \omega / \omega_0, \omega_0 = 10^5 \text{ rad/s}, 0 \leq r(\omega, U_c) \leq 1$$

为了获得高超声速流动条件下的声载荷空间相关规律, 还应考虑高超声速强逆压梯度效应对声载荷空间相关性的影响, 因此, 高超声速载荷空间相关性的模化表达式更加复杂。本文重点在于研究载荷空间相关性对结构声振响应的特性。如果采用考虑复杂流动效应的声载荷模型, 则很难获得一些共性的结论, 不利于揭示动载荷空间相关性的致振机制和规律。事实上, 所有的声载荷模型都可以用统一的模型<sup>[19]</sup>表示。统一模型表达式为

$$S_{pp}(\xi_1, \xi_2, \omega) = S_p(\omega, x) e^{-\alpha_x \left| \frac{\omega \xi_x}{U_c} \right|} \quad (12)$$

式中,  $S_p(\omega, x)$  表示不同频率声载荷的空间分布。从声载荷统一表达式很容易看出, 所有的载荷模型本质上没有区别, 集中模拟声载荷幅值和相位的空间分布。因此, 为了研究方便, 本文的载荷模型都采用表达式相对较为简单的 Corcos 模型进行声载荷模拟和声振响应分析。

本文采用长征五号 B 型运载火箭整流罩近似缩比模型, 计算方法为有限元方法, 研究不同载荷空间相关性条件下的大型运载火箭整流罩声振响应特性。火箭整流罩外形及主要尺寸如图 1 所示。采用模型法模拟声载荷主要模拟两个方面: 载荷的幅值和载荷的相位。首先, 对于声载荷幅值的模拟。由于整流罩模型是一个旋成体, 声载荷幅值沿圆筒周向没有变化和衰减。因此, Corcos 模型中的展向幅值衰减率  $\alpha_y$  在本文研究中取为 0, 重在分析流向幅值衰减率  $\alpha_x$  对火箭整流罩声振响应的影响。根据 Corcos 模型, 火箭整流罩模型上的声载荷分布可以简化为 (见图 2)

$$A = S_{pp}(\omega) e^{-\alpha \left| \frac{\omega \xi}{U_c} \right|} \quad (13)$$

同样不考虑声载荷相位在展向上的变化,则声载荷相位可以表示为(见图3)

$$\varphi = e^{-j \frac{\omega \xi}{U_c}} \quad (14)$$

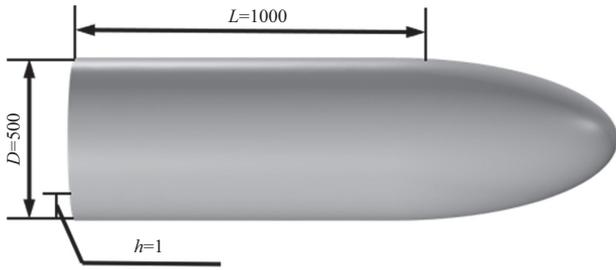


图1 火箭整流罩模型(单位:mm)  
Fig.1 Rocket fairing model(Unit: mm)

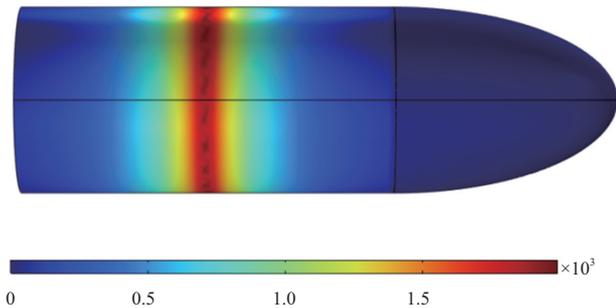


图2 火箭声载荷幅值分布(500Hz)  
Fig.2 The amplitude distribution of the buffet load on the rocket(500Hz)

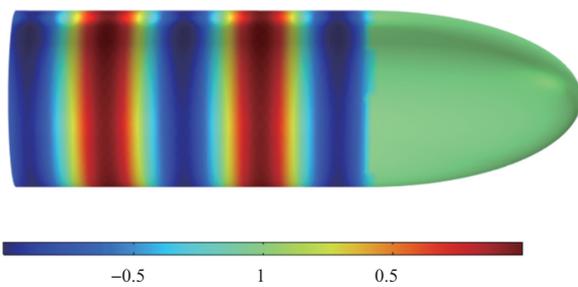


图3 火箭声载荷相位分布(500Hz)  
Fig.3 The phase distribution of the buffet load on the rocket(500Hz)

从图2和图3描述的声载荷空间分布特征可以看出,声载荷幅值沿流向有一定的衰减,衰减速度的大小是由模型表面的流场特征决定的。分离流、激波振荡或附着流等不同流动特征通常呈现不同的声载荷衰减规律。声载荷的相位在流向上也呈现一定周期性的变化,周期变化的快慢是

由迁移速度和分析频率共同决定的。通常情况下,流动速度越大,分析频率越低,则模型表面分布周期数越少。表面载荷周期数的计算方法如式(14)所示。显然,声载荷在模型表面的周期性分布理论会导致结构声振响应呈现周期性变化的规律,即出现波峰和波谷交替变化,这也是验证本文研究可行性的关键。

## 2 模型验证

本文主要从结构固有属性、声载荷模型有效性和网格无关性三个方面对本文发展的有限元建模分析模型进行对比分析,验证其可行性。

### 2.1 整流罩固有属性

验证有限元模型计算的结构特征模态合理性,可以采用解析方法或地面试验方法获得的特征模态与有限元结果进行对比。通常情况下,对于解析的曲板特征频率可以采用如下表达式计算获得<sup>[20-21]</sup>

$$\omega_{mn}^2 = \frac{E\delta^2}{12\rho(1-\nu^2)} \left[ \left( \frac{m\pi}{a} \right)^2 + \left( \frac{n\pi}{b} \right)^2 \right]^2 + \frac{E}{R^2\rho} \left[ 1 + \left( \frac{ma}{nb} \right)^2 \right]^{-2} \quad (15)$$

式中, $\omega_{mn}$ 为曲板结构的自然角频率, $E$ 为材料弹性模量, $\delta$ 为薄板厚度, $\rho$ 为结构材料密度, $\nu$ 为材料的泊松比。当 $m,n$ 取不同的正整数时,可以计算得到不同阶模态对应的特征频率。然而,式(15)仅适用曲率半径较小的模型,且要求支撑方式为简支撑。因此在本文中,拟采用模态试验结果对有限元方法进行验证。

表1为采用有限元方法与模态试验方法<sup>[20]</sup>获得的特征频率结果对比。研究模型为火箭整流罩的圆筒段,圆筒两端可视为固支撑。试验模型长度为0.46m,内径0.125m,厚度0.0005m,结构材料为钢。“试验结果”为文献[22]中采用试验方法测得的结构特征频率,“仿真结果”表示基于文献[22]中的模型采用有限元计算方法获得的结构特征模态频率。从表1的结果对比可以看出,采用有限元方法计算的结构特征模态与试验方法的测量结果吻合较好,验证了有限元建模方法的可靠性。

### 2.2 声载荷模型有效性

进一步验证发展的声振响应建模分析方法的可靠性,采用Durant等<sup>[22]</sup>在风洞中针对薄壁圆筒结构流致振动的测量结果与本文算法结果进行比较。试验通过风洞模拟不同速度条件下的结构表面声载荷,通过加速度计测量结构的加速度响应,进一步换算可以得到结构的速度响应。图4为风洞实测的结构速度功率谱与有限元方法的结果

表 1 整流罩特征频率验证

Table 1 Verification of the characteristic frequency of the fairing

| 模态阶数 | 试验结果/Hz | 仿真结果/Hz | 误差大小/Hz |
|------|---------|---------|---------|
| 1    | 565     | 573     | 8       |
| 2    | 793     | 797     | 4       |
| 3    | 920     | 948     | 28      |
| 4    | 960     | 958     | 2       |
| 5    | 1131    | 1133    | 2       |
| 6    | 1823    | 1803    | 20      |

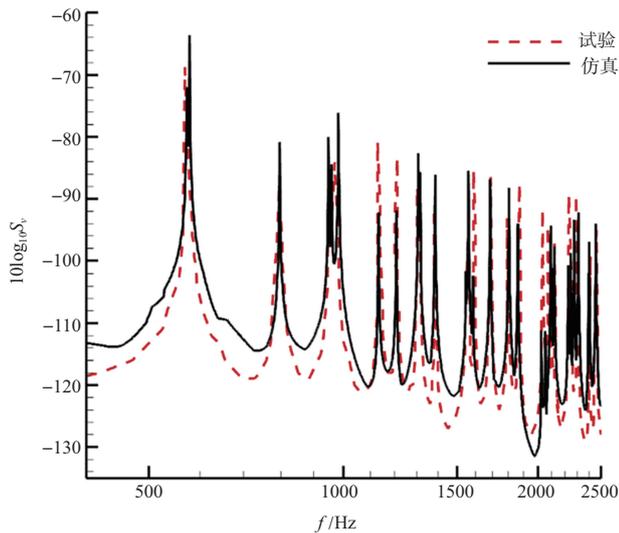


图 4 薄壁圆筒结构速度功率谱响应

Fig.4 Velocity power spectrum response of thin-walled cylindrical structures

比较,对应流动速度 100m/s。从图 4 可以看出,采用有限元方法计算的结构速度响应与试验测试结果在特征频率附近吻合较好,验证了本文发展的声振响应建模分析方法的可靠性。

### 2.3 网格无关性

为了最大限度利用计算资源,降低计算成本,本文采用三种不同的网格划开展网格无关性验证研究,具体包括 CASE 1(688 个网格单元)、CASE 2(2672 个网格单元)和 CASE 3(4982 个网格单元)。网格以结构网格为主,对于同一套网格,网格尺寸沿模型流向和展向基本没有变化,即均匀分布网格,如图 5 所示。采用不同网格计算的结构平均速度响应曲线如图 6 所示。图 7 计算采用的来流速度为  $Ma$  0.9,声载荷激励 1Pa/Hz 分析频率范围 10 ~ 1000Hz。在本部分及下文中,采用结构材料皆为铝(弹性模量  $E=7.0 \times 10^{10}$ Pa,结构密度  $\rho=2.7 \times 10^3$ kg/m<sup>3</sup>,泊松比  $\nu=$

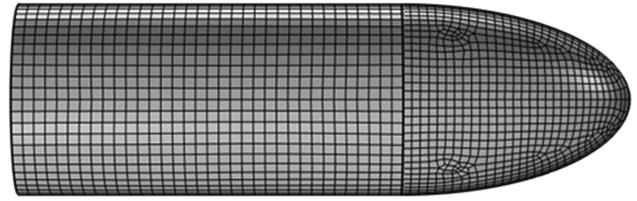


图 5 计算网格示意图

Fig.5 The illustration of computation grids

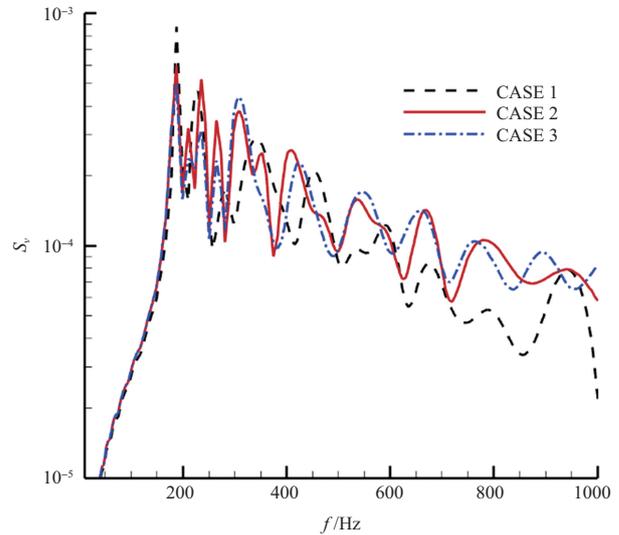


图 6 不同网格对应结构平均速度响应曲线

Fig.6 Average velocity response with different computation grids

0.33),结构阻尼因子取值 0.02。

从图 6 的三种结果对比可以看出,采用不同密度网格计算获得的结构声振响应在低频段的差异相对较小。而随着分析频率的增加,低密度网格的计算误差越来越明显。出现此种现象主要是由于分析频率越高,结构模态振型越复杂,采用较低的密度网格对高频振动的捕捉精度相对较低,从而产生较大的计算误差。然而数值计算研究,采用较高密度的网格又会带来计算成本的增加,如何找到计算效率和精度的平衡点是数值计算研究要解决的问题。结合图 6 分析,显然采用 CASE 2 的相对稀疏的网格划分即可得到与 CASE 3 基本相当的计算精度,经济性较好,因此本文研究皆采用 CASE 2 的网格密度。网格无关性验证在帮助探寻较为经济的网格密度的同时,根据计算结果的收敛性验证有限元建模及计算结果的可靠性和稳定性。

## 3 典型结果讨论

### 3.1 空间相位分布效应

飞行器表面复杂流动的时空相关性造成声载荷呈现一

定的空间交变和相关性,这也是声载荷区别于常规集中力载荷的关键。为了验证声载荷对结构响应的重要影响,本文采用混响声激励模拟不考虑载荷空间相关性的声载荷,采用行波模拟考虑空间相关性,即空间相位分布的声载荷(见式(11))。模拟流动速度马赫数为0.9,声载荷功率谱为160dB/Hz。图7展示了分别考虑和不考虑声载荷空间相关性的平均速度响应对比。

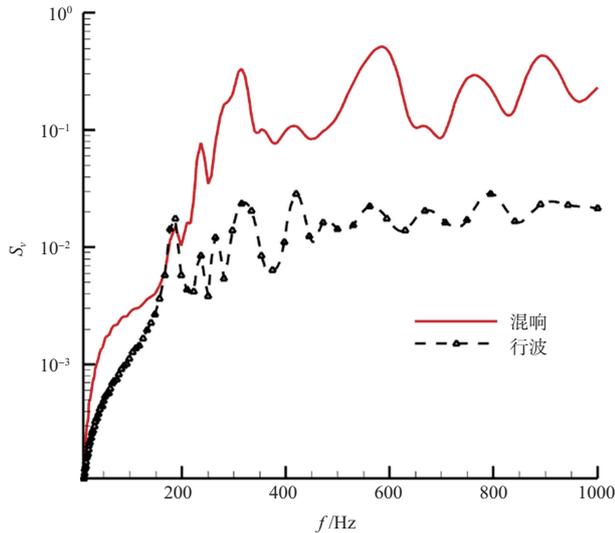


图7 载荷空间相关性对平均速度响应的影响

Fig.7 The effect of the buffet spatial correlation on the average velocity response

从图7中的计算结果对比可以发现,声载荷空间相位分布对结构速度响应有较大的影响。考虑空间相位变化的结构速度响应相对混响载荷来说,结构速度响应明显偏小。主要原因是相位的变化造成声载荷的方向随着空间坐标变化而呈周期性地变化,作用在结构上的合力相对于混响场明显偏小。在某些频率,声载荷在结构表面的合力甚至接近于0。由于高频载荷的波长较短,这个规律在高频尤为明显,如图7所示。由此可见,在飞行器结构声振响应特性研究过程中如不考虑声载荷空间相位变化的影响,则会造成预测的结构受力要远大于结构的真实受力水平,结构安全设计偏保守,影响结构的轻量化和精细化设计精度。

### 3.2 复杂流动效应

声载荷的空间相关性是由飞行器表面复杂流场产生的。高速复杂流动在飞行器外表面<sup>[23]</sup>和进气道内<sup>[24]</sup>产生的流动分离、激波振荡、附着流等是飞行器强声载荷产生的主要诱因。复杂流动产生的声载荷不仅呈现强的空间

相位相关特性,同时展示一定的空间幅值衰减特性。开展流动分离、激波振荡、附着流等典型流动诱导的结构声振响应特性研究,同时揭示声载荷相位分布和幅值衰减对结构声振的影响,对飞行器结构安全设计有重要的意义。

开展复杂流动条件下的结构声振特性研究,首先需要解决声载荷如何模拟的问题。本文采用声载荷模型模拟流动分离、激波振荡、附着流三种典型声载荷环境(见图8)。分离流是由于火箭头部外形突变产生的,分离声载荷一般较大,且峰值出现在分离点,即压缩拐角附近。激波振荡是由于跨声速流动在压缩拐角后突然加速,在柱段形成的不稳定激波形成。激波振荡诱导的声载荷通常也较为严酷,相比于流动分离,声载荷分布范围较宽。而对于附着流动,声载荷一般较弱(见图8),且空间分布较为均匀。

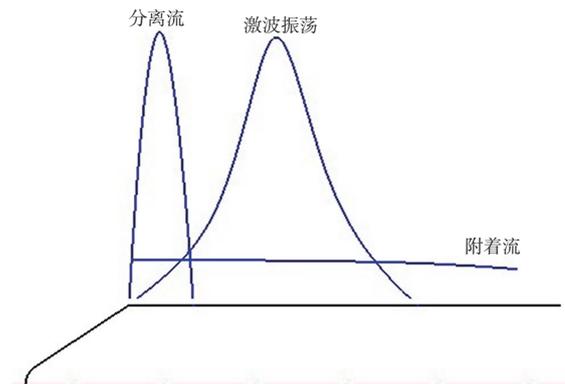


图8 典型声载荷环境

Fig.8 Typical buffeting load environment

采用Corcos模型模拟声载荷<sup>[25]</sup>,对于分离流,由于载荷分布集中,幅值衰减系数 $\alpha_x=1.0$ ;对于激波振荡,由于声载荷相对较宽, $\alpha_x=0.2$ ;对于附着流,声载荷在弹身柱段没有衰减,因此 $\alpha_x=0$ 。对于激励频谱,分离流和激波振荡取160dB/Hz,由于附着流条件下的声载荷幅值相对较小,取140dB/Hz。三种不同流动诱导的结构平均速度响应计算如图9所示。

从图9中的三种不同流动诱导的结构声振响应结果对比可以看出,分离流和激波振荡诱导的结构振动较为严酷。相对于流动分离,激波振荡分布范围更宽,诱导的结构速度响应更大,尤其在高频频段。而对于附着流,其产生的结构振荡相对分离流和激波振荡有明显的降低。这主要是因为附着流虽然分布区间较宽,但载荷幅值较小,

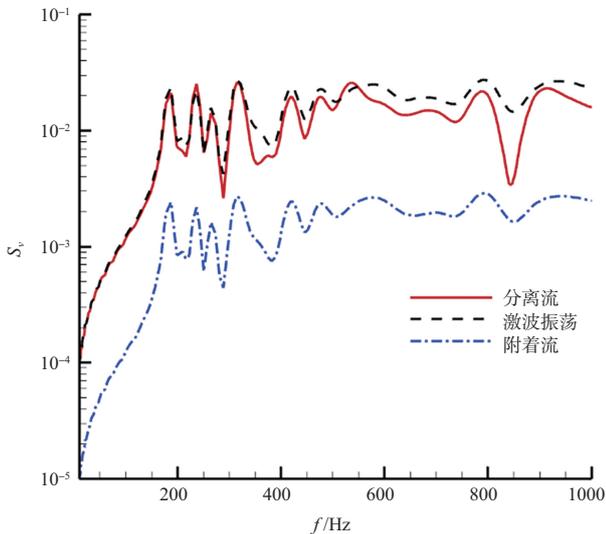


图9 不同流动状态下平均速度响应

Fig.9 Average velocity response under different flow conditions

所以产生的振动总能量较低(见图9)。综合以上分析可以得到结论:结构安全设计要充分考虑到流动分离、激波振荡等声载荷环境的影响。而对于附着流,虽然其载荷分布范围同样较宽,但能量密度不高,因此可不必重点考虑。此外,从图9的结构声振响应对比曲线还可以发现,虽然激波振荡相对于分离流声载荷分布范围更宽,但引起的声振响应幅值却偏低。这主要是因为流动分离发生位置集中在整流罩的压缩拐角附近,分布范围较窄,载荷幅值对其诱导结构振动起主导作用。而对于激波振荡,由于其分布范围较宽(见图8),载荷幅值和空间相位分布同时起主导作用,而空间相位的周期性变化(见图3)在某些频率上起到抑制结构振动的作用,因此造成激波振荡诱导的声振响应相对分离流偏小(见图9)。这个结论在图7展示的结果中也已经得到了证实。

### 3.3 马赫数效应

3.1节已经讨论了动载荷空间相关性及其相位分布对于声振响应建模分析的重要性。不考虑动载荷空间相位分布显然会造成结构声振响应评估偏保守,影响结构精细化和轻量化设计的水平。采用Corcos模型模拟声载荷空间相位变化时,显然载荷的相位变化是由迁移速度 $U_c$ 决定的,而迁移速度 $U_c$ 又与流动速度有关,即由来流马赫数决定,通常情况下

$$U_c = \alpha \cdot Ma \cdot c_0 \quad (16)$$

式中, $\alpha$ 为常数, $Ma$ 为流动马赫数, $c_0$ 为当地声速。

显然根据式(16),当马赫数发生变化时,声载荷的空

间相关性也发生变化。分析不同流动马赫数条件下的结构声振响应特性,对进一步认识声载荷空间相关性对声振响应的影响有一定的帮助。本部分仍然采用声载荷模型模拟不同流动条件下声载荷空间相位分布,通过有限元方法计算不同马赫数条件下的火箭整流罩声振响应特性及规律。由于本部分重点关注空间相位变化对声振响应的影响,不同马赫数声载荷都取为相同值,即为160dB/Hz。不同马赫数的声振平均速度响应结果如图10所示。从图10的结果可以看出,当马赫数发生变化时,结构速度响应的峰值位置并未发生变化,而只是速度幅值大小发生了改变。出现此现象的主要原因是,速度响应峰值的位置是由结构特征频率决定,特征频率不变,则响应峰值也不会发生变化。而速度响应大小的变化主要是由载荷的空间相位变化引起的。马赫数发生变化,则载荷空间相位和速度响应幅值同时发生变化。从图10可以看出, $Ma$  0.5时对应的速度响应幅值最小,而对于 $Ma$  0.9和 $Ma$  1.0时,整流罩速度响应幅值最大。

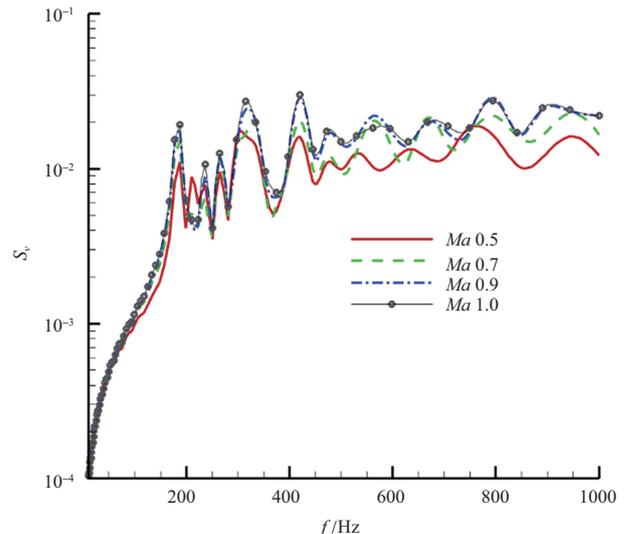


图10 不同飞行马赫数条件下平均速度响应

Fig.10 Average velocity response at different flight Mach numbers

## 4 声振抑制设计

考虑载荷空间相关性的整流罩声振研究,最重要的是提高对声载荷空间相关性致振机制的认识,在此基础上提出新的声载荷和响应的控制方法,为大型运载火箭的结构降噪设计提供支撑。对于声载荷的控制,现有的控制方法多偏重于基于流动控制的声载荷控制,即通过流动控制降

低声载荷幅值实现降噪。然而,在保证结构气动不变的前提下<sup>[26]</sup>,流动控制方法对载荷抑制效果非常有限,难以满足新一代大型运载火箭结构安全设计的需要,因此亟须发展其他的更有效的振动控制方法。

图7和图10已经展示了声载荷空间相位分布对结构声振响应的影响。显然,根据图7和图10的计算结果,不同声载荷相位分布会造成不同的结构声振响应。在某种条件下,声载荷的空间相关会起到抑制结构振动的作用,这也是本文能够通过利用声载荷空间相关性实现结构振动自抑制的关键。根据这个结论可以做出推理,即理论上存在某一空间相位分布使结构的声振响应最小。而这个理论上的结构声振响应最小值可以通过计算分析不同声载荷空间相关条件下的结构声振响应变化趋势和规律获得。

根据 Corcos 模型,声载荷空间相关性是由声载荷的空间波数决定。因此,可以采用空间波数  $k_x$  表示声载荷的空间相关性。空间波数的具体计算表达式如下

$$k_x = \frac{\omega}{U_c} \quad (17)$$

通过分析不同空间波数对结构声振响应的影响规律,即可获得导致结构声振响应最小值的空间相位分布形式。图11为采用不同空间波数时的结构平均声振速度响应。从图11的结果可以看出,当  $k_x=10$  时,整流罩声振响应幅值较大。随着空间波数的增加,声振响应幅值逐渐减小,当空间波数达到60时,声振响应的幅值达到最小。当  $k_x$  继续增大时,声振响应幅值由原来逐渐变小转变为增大趋势。即随着空间波数  $k_x$  的变化,声振响应幅值呈现先减小后增大的规律。此趋势说明在结构特征属性(包括特征频率和特征长度确定的前提下),一定存在某一  $k_x$  使整流罩的声振响应达到最小值。

由图3可知,结构表面声载荷分布有一定的周期性,空间波数变化对结构振动的影响显然是通过改变结构表面载荷波长与结构波长的匹配特性实现的。因此,结构声振特性除了与声载荷有关之外,还与结构特征长度有关系。图12反映了整流罩长度变化对结构振动的影响。结构长度的变化造成结构特征频率的变化,结构响应峰值也会随着特征频率移动而转移。不同尺寸结构响应最小值对应的空间波数也会发生变化。换句话说,不同空间波数条件下结构响应最小值对应的结构尺寸也不同。这在一定程度上说明了载荷模态和结构模态的匹配决定了声振响应的大小。

根据这个结论,在开展火箭整流罩设计过程中,可以

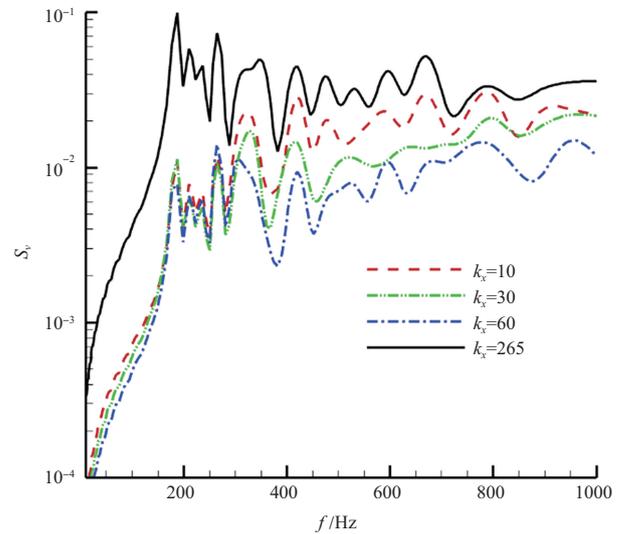


图11 空间波数对平均声振速度响应影响

Fig.11 Spatial wavenumber effect on the average buffet velocity

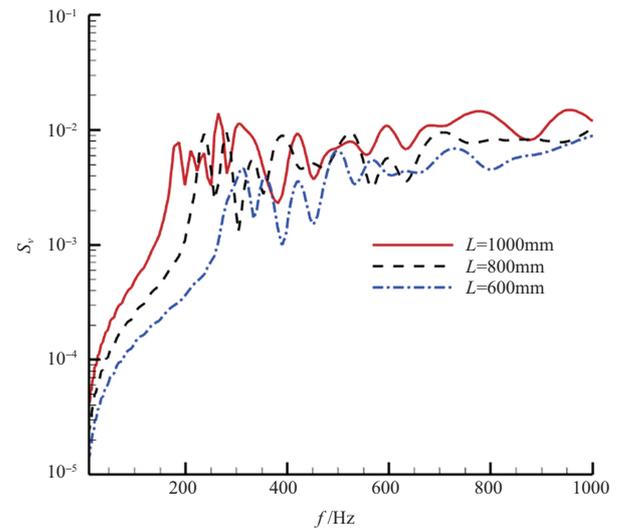


图12 长度变化对平均声振速度响应影响

Fig.12 Length effect on the average buffet velocity

从空间波数和结构尺寸两个方面综合考虑对整流罩外形进行有针对性的设计,即可得到低响应整流罩布局。需要强调的是图11研究的是正问题,即先有结构再有载荷,而低载荷整流罩设计研究的是反问题(见图13),先有载荷再确定结构。图13展示了飞行器结构声振抑制设计流程图。首先,通过开展风洞脉动压力试验或非定常数值计算获得飞行器壁面离散点的脉动压力数据。通过阵列技术或时频分析方法对动载荷不同模态进行辨识,获得不同频率动载荷的空间波数  $k_x$ 。在此基础上,开展有限元计算分析,计算不同动载荷空间波数、结构特征频率、特征长度条

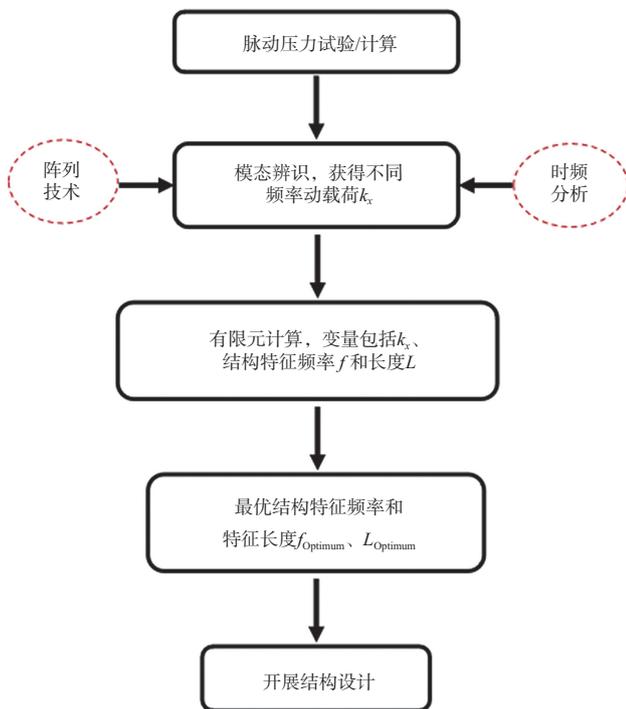


图13 声振抑制设计流程

Fig.13 Design process for vibration suppression

件下的结构动响应,筛选出声振最小的结构特征频率  $f_{Optimum}$  和特征长度  $L_{Optimum}$ 。根据最优的特征频率和特征长度对结构进行设计,即可实现飞行器关键位置或部件的声振控制。

事实上,在工程实际应用中,整流罩低声振响应设计仍然是一个复杂的过程。特征频率  $f_{Optimum}$  和特征长度  $L_{Optimum}$  的确定需要同时考虑多参数的影响,而且需要经过多次的迭代和反复的优化。尤其在考虑对宽频声振响应进行控制时,低声振结构设计难度更大。尽管如此,我们也不能否认开展声载荷空间相关性致振特性研究的价值。对于声载荷空间相关性致振规律的认识将为开展火箭整流罩或其他飞行器结构声振抑制和降噪研究提供一定参考和借鉴。

## 5 结论

本文以飞行器结构的减振降噪设计为技术背景,以长征五号B大型运载火箭整流罩模型为研究对象,以有限元方法为数值计算手段,开展整流罩声振响应特性建模分析研究,探讨声载荷空间相关性对结构声振响应的规律。通过研究,得出以下结论:

(1)考虑空间相位变化的结构速度响应相对混响载荷来说,结构速度响应幅值明显偏小。声振相位在结构表面

周期性的变化,造成结构受力远小于不考虑声载荷相位变化的结构受力水平,尤其对于高频声振响应更为明显。

(2)分离流和激波振荡诱导的结构振动较为严酷。相对于流动分离,激波振荡分布空间范围更宽,造成结构速度响应更大。而对于附着流,取决于其低载荷幅值特性,声振响应相比分离流和激波振荡幅值明显较低。

(3)流动速度变化通过影响湍流边界层的对流速度,造成声载荷空间相位的变化,从而影响结构声振响应特性。声振响应控制可以通过数值方法探寻最匹配的结构特征参数,通过布局设计实现火箭整流罩的抑振和降噪。 **AST**

## 参考文献

- [1] 何巍,牟宇,朱海洋,等.下一代主力运载火箭发展思考[J].宇航总体技术,2023,7(2):1-12.  
He Wei, Mou Yu, Zhu Haiyang, et al. Reflections on the development of next generation main launch vehicle[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2023, 7(2): 1-12. (in Chinese)
- [2] 王国辉,闫指江,季辰,等.大直径整流罩运载火箭选型声振试验[J].北京航空航天大学学报,2022,49(12):1-11.  
Wang Guohui, Yan Zhijiang, Ji Chen, et al. Study on buffeting test of large diameter fairing launch vehicles selection[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 49(12): 1-11. (in Chinese)
- [3] 王显圣,杨党国,刘俊,等.弹性空腔流致噪声/结构振动特性试验[J].航空学报,2017,38(7):177-186.  
Wang Xiansheng, Yang Dangguo, Liu Jun, et al. Test on interactions between aeroacoustic noise and structural vibration in elastic cavity flow[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(7): 177-186. (in Chinese)
- [4] Zhao Xiaojian, Ai Bangchen. Predict the structural response to a TBL with a scale structure in a wind tunnel[J]. AIAA Journal, 2017, 55(4): 1221-1229.
- [5] Zhao Xiaojian, Ai Bangchen. A scaling procedure for panel vibro-acoustic response induced by turbulent boundary layer [J]. Journal of Sound and Vibration, 2016, 380: 165-179.
- [6] Rosa D S, Franco F. Exact and numerical responses of a plate under a turbulent boundary layer excitation[J]. Journal of Fluids and Structures, 2008, 24: 212-230.
- [7] Zhao Xiaojian, Chen Haibo, Lei Juanmian, et al. A scaling procedure for measuring thermal structural vibration generated

- by wall pressure fluctuation[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2019, 4: 815-825.
- [8] 张伟伟, 高弈奇, 全金楼, 等. 失谐叶栅的受迫振动响应特性分析[J]. 航空学报, 2017, 38(9): 198-207.  
Zhang Weiwei, Gao Yiqi, Quan Jinlou, et al. Characteristics analysis of forced vibration response of mistuned cascades[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(9): 198-207. (in Chinese)
- [9] 高传强, 张伟伟. 机翼跨声速声振数值模拟及模态分析[J]. 航空学报, 2019, 40(7): 19-33.  
Gao Chuanqiang, Zhang Weiwei. Numerical simulation and modal analysis of transonic buffet flow over wings[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(7): 19-33. (in Chinese)
- [10] 乔扬, 陈海波, 许泽银, 等. 基于统计能量理论的飞行器壁板高频声振疲劳寿命预报及参数设计[J]. 工程力学, 2019, 36(9): 230-236+256.  
Qiao Yang, Chen Haibo, Xu Zeyin, et al. Sea-based fatigue life estimation algorithm and parameters design for vehicle-plates excited by high frequency fluctuations[J]. Engineering Mechanics, 2019, 36(9): 230-236+256. (in Chinese)
- [11] Zhao Xiaojian, Ji Chen, Bi Sifeng. Spatial correlation effect of a multidimensional force on vibration suppression[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 117:106928.
- [12] Corcos G M. Resolution of pressure in turbulence[J]. Journal of the Acoustical Society of America, 1963, 35 (2): 192-199.
- [13] Efimtsov B M. Characteristics of the field of turbulent wall pressure fluctuations at large Reynolds numbers[J]. Soviet Physics Acoustics, 1982, 28 (4): 289-292.
- [14] Chase D M. The character of the turbulent wall pressure spectrum at sub-convective wavenumbers and a suggested comprehensive model[J]. Journal of Sound and Vibration, 1987, 112: 125-147.
- [15] Chase D M. Modelling the wavevector-frequency spectrum of turbulent boundary layer wall pressure[J]. Journal of Sound and Vibration, 1980, 70: 29-67.
- [16] Zhao Xiaojian, Lei Juanmian. Improved technique for evaluation of wall pressure fluctuations from turbulent boundary layer[J]. AIAA Journal, 2020, 58 (8): 3320-3331.
- [17] Zhao Xiaojian, Zhao Lei. Wall pressure fluctuations beneath hypersonic boundary layer over plate[J]. AIAA Journal, 2021, 59 (5): 1682-1691.
- [18] Joshi P, Mulani S B, Slemp W C H. Vibro-acoustic optimization of turbulent boundary layer excited panel with curvilinear stiffeners[J]. Journal of Aircraft, 2012, 49(1): 52-65.
- [19] Liu Bilong. Noise radiation of aircraft panels subjected to boundary layer pressure fluctuation[J]. Journal of Sound and Vibration, 2008, 314: 693-711.
- [20] Liu Bilong, Feng Leping, Nilsson A, et al. Predicted and measured plate velocities induced by turbulent boundary layers [J]. Journal of Sound and Vibration, 2012, 331(24): 5309-5325.
- [21] 赵小见, 邵晓, 杨明绥, 等. 基于缩比模型的薄壁结构声振响应等效研究[J]. 航空学报, 2022, 43(3): 283-292.  
Zhao Xiaojian, Shao Xiao, Yang Mingsui, et al. Equivalence of vibro-acoustic response based on scaled thin-walled structures [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(3): 283-292. (in Chinese)
- [22] Durant C, Robert G, Filippi P, et al. Vibroacoustic response of a thin cylindrical shell excited by a turbulent internal flow: comparison between numerical prediction and experimentation [J]. Journal of Sound and Vibration, 2000, 229(5): 1115-1155.
- [23] Piatak D J, Sekula M K, Rausch R D. Ares launch vehicle transonic buffet testing and analysis techniques[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2010, 49(5): 798-807.
- [24] 谢祝轩, 杨彦广, 王刚. 受限流动中激波诱导分离的结构分析 [J]. 航空学报, 2022, 43(1): 103-115.  
Xie Zhuxuan, Yang Yanguang, Wang Gang. Structure of shock-induced separation in confined flow[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(1): 103-115. (in Chinese)
- [25] Cockburn J A, Robertson J E. Vibration response of spacecraft shrouds to in-flight fluctuating pressures[J]. Journal of Sound and Vibration, 1974, 33(4): 399-425.
- [26] 田珊珊, 金亮, 杜兆波, 等. 基于鼓包的激波/边界层干扰控制研究进展[J]. 航空学报, 2023, 44(20): 028411.  
Tian Shanshan, Jin Liang, Du Zhaobo, et al. Research progress of shock/boundary layer interaction controls induced by bump [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(20): 028411. (in Chinese)

## Modeling of Near Wall Noise and Analysis on Acoustic Vibration Response of Rocket Fairings

Zhao Tianze<sup>1</sup>, Zhou Guocheng<sup>2</sup>, Ning Ronghui<sup>3</sup>, Dong Bin<sup>3</sup>, Zhao Xiaojian<sup>1</sup>

1. *Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China*

2. *Low Speed High Reynolds Number Aeronautical Key Laboratory, AVIC Aerodynamics Research Institute, Harbin 150001, China*

3. *State Key Laboratory of Aerodynamics, China Aerodynamic Research and Development Center, Mianyang 621000, China*

**Abstract:** The hash acoustic load and structural vibration generated by high-speed airflow on the surface of launch vehicles are one of the key factors in endangering the safety of launch vehicle structures and reducing the reusable life of skin structures. To investigate the structural vibration caused by the acoustic load simulated by a wavenumber spectrum model, the finite element method is used in this work to calculate the velocity response of the similar model for the Long March 5B Launch vehicle. The research results indicate that significant changes in the spatial phase of the acoustic load will affect the amplitude, and the prediction accuracy of the vibroacoustic response will be improved with the spatial correlation of the acoustic load considered. Obviously, the magnitude of the vibroacoustic response is not only affected by the amplitude of the acoustic load, but also related to the width of the acoustic load distribution. Based on the understanding of the influence of spatial wavenumbers on structural vibroacoustic response, the most perfect matching for the spatial wavenumber and the structure can be found to achieve reducing both the vibration and acoustic load of rocket fairings. The modeling and analysis method of vibroacoustic response by considering load spatial correlation provides a new perspective for the structural safety design and reusable design of China's new generation large launch vehicles.

**Key Words:** launch vehicle; vibroacoustic response; fluctuating pressure; spatial correlation; vibration suppression

---

**Received:** 2024-05-09; **Revised:** 2024-09-20; **Accepted:** 2024-11-05

**Foundation item:** Aeronautics Science Foundation of China (20220032072001); Science & Technology Foundation of Sichuan Province (2023NSFSC0057)