

文章编号:1674-8190(2016)01-078-09

# 基于边缘射流的起落架气动噪声控制研究

任旺, 薛彩军, 赵蓉

(南京航空航天大学 航空宇航学院, 南京 210016)

**摘要:** 起落架噪声可以看成是一系列结构件单独引起的气体扰流噪声以及这些不同结构件相对位置引起的干扰噪声的耦合。为了降低起落架气动噪声,提出一种基于边缘射流的主动控制技术。以某型飞机前起落架为研究对象,在其扭力臂背风面施加射流,利用分离涡脱模拟方法对其支柱和扭力臂结构简化模型的周围流场进行非定常计算,获取声源分布,采用FW-H积分获得远场噪声特性。结果表明:边缘射流能够有效抑制干扰噪声和支柱噪声,起落架的中频噪声得到一定幅度的下降,宽频噪声强度也有所减弱;射流改变扭力臂尾涡的脱落状况,可以减轻甚至消除涡脱落对支柱的冲击,从而减弱了支柱表面由于撞击而产生的脉动压力,达到降低声源强度的目的。

**关键词:** 起落架;气动噪声;边缘射流;干扰噪声;中频噪声;宽频噪声

**中图分类号:** V211.3

**文献标识码:** A

**DOI:** 10.16615/j.cnki.1674-8190.2016.01.011

## Landing Gear Aerodynamic Noise Suppression with Edge Jet

Ren Wang, Xue Caijun, Zhao Rong

(College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** Landing gear noise can be regarded as the coupling with air turbulence noise which caused by series of structures alone and interference noise caused by relative position of different structures. In order to reduce the landing gear aerodynamic noise, a new method based on edge jet is proposed. Taking a certain type of aircraft landing gear as the research object, applying edge jet to the lee side of landing gear's torque link, the flow field around the structure of the model is calculated by using detached eddy simulation, and the sound source distribution is obtained. The far field noise characteristic is obtained by using Ffowcs Williams-Hawkings(FW-H) integral. The results show that the edge jet can effectively suppress the interference and pillar noise, and the middle band noise of the landing gear can be reduced, and the broadband noise intensity is weakened. The flow of the jet is changed to reduce or even eliminate the impact of vortex shedding on the pillars. Thus, the surface fluctuating pressure is weakened, further more source intensity is decreased.

**Key words:** landing gear; aerodynamic noise; edge jet; interference noise; the middle band noise; the broadband noise

## 0 引言

飞机噪声问题是航空界十分关注的问题之一。起落架和增升装置噪声是飞机着陆阶段噪声的主要组成部分。在发动机停车、襟翼未展开的情况

下,起落架噪声可达飞机噪声的25%<sup>[1]</sup>。缓冲支柱及扭力臂结构件是飞机前起落架的重要组成部分,是起落架气动噪声的重要来源。

起落架结构复杂,由一系列较规则的结构件组成(例如圆柱、圆孔等),因此起落架噪声可以看作一系列结构件单独引起的气体扰流噪声以及这些不同结构件相对位置引起的干扰噪声的耦合<sup>[2]</sup>。

为了抑制起落架气动噪声,国内外开展了广泛的噪声控制研究。在被动控制技术上,加装整流

收稿日期:2015-12-01; 修回日期:2016-01-10

通信作者:薛彩军, cjsxue@nuaa.edu.cn

罩、整流板、多孔保护层等整流装置,通过减小起落架结构暴露在空气中的面积,优化起落架的外形使其变得更加符合流线型来改变起落架周围的湍流情况。例如,J. F. Piet 等<sup>[3]</sup>通过给 A340-300 起落架安装整流罩,将有效感觉噪声降低了约 2 dB; M. Spiteri 等<sup>[4]</sup>通过整流板能够降低起落架与周围结构的干扰噪声;K. Boorsma 等<sup>[5-6]</sup>利用多孔保护层来控制起落架周围的流动,通过优化孔径的大小和孔间距减少起落架表面涡的分离降低起落架噪声。M. G. Smith 等<sup>[7]</sup>也对多孔保护层进行降噪能力评估,并指出其应用于起落架降噪上的潜力;S. Oerlemans 等<sup>[8]</sup>基于风洞试验验证不同设计形式的多孔保护层的降噪效果,弹性多孔保护层的降噪效果优于固体整流罩降噪效果 1~2 dB;刘兴强等<sup>[9]</sup>以某飞机前起落架 1/6 缩比模型为研究对象进行气动噪声试验,试验结果表明添加整流罩后,起落架的特征尺寸长度变大,导致中低频噪声增幅明显;龙双丽等<sup>[10]</sup>讨论了起落架气动声学特性、预测方法,研究了某型起落架结构件的件的降噪方法。

由于被动控制技术对于起落架整体结构有一定的影响,国内外也积极开展起了落架噪声的主动控制研究。F. O. Thomas 等<sup>[11]</sup>通过 Plasma 装置来控制圆柱和起落架周围的流动分离;Li Y 等<sup>[12]</sup>通过 plasma 装置来控制起落架类似钝体的宽带噪声,在实验环境下测试了电介质屏障放电和 plasma 滑动放电的控制效果;A. V. Kozlov 等<sup>[13]</sup>使用 plasma 装置来控制起落架类似钝体周围的流动;高哲等<sup>[14]</sup>提出了“空气膜降噪法”,其原理是在起落架的圆柱体表面额外增加层流,这额外的层流被称之为“空气膜”。空气膜在起落架周围和后方产生层流,使湍流分离点后移,湍流区域会明显减小,进而由湍流产生的噪音会大幅降低,即降低了起落架的钝体扰流噪声。

为了有效降低起落架结构件由于相互位置引起的干扰噪声和支柱噪声,本文提出一种在扭力臂背风面边缘施加垂直射流的主动控制技术,射流、扭力臂及支柱构成一个近似封闭的空间。针对某型飞机前起落架缓冲器部分的气动噪声问题,在扭力臂背风面施加射流,对支柱以及扭力臂结构件简化模型周围的湍流流场进行非定常计算,采用更具可行性的分离涡脱模拟法,利用 FW-H 积分外推法求解声源强度和分布情况。对比原始起落架模

型在没有射流情况下的仿真结果,分析射流对起落架整体噪声的作用,以为起落架低噪声设计提供一定的参考。

## 1 起落架结构件气动噪声仿真

### 1.1 几何模型

某型飞机前起落架的扭力臂位于支柱前方(如图 1 所示),定义扭力臂交界面对圆柱的截面的圆心为坐标原点  $O'$ 。在建立试验件几何模型时,忽略一些对声场影响不大的细节特征。为了便于网格划分,建立模型时将扭力臂和支柱分离,并且在扭力臂后缘面两侧边缘设定两条狭长的槽为射流的出口面,射流缝均宽 5 mm,距离边缘 2 mm,分布在扭力臂上下端半圆柱体之间,如图 2 所示。

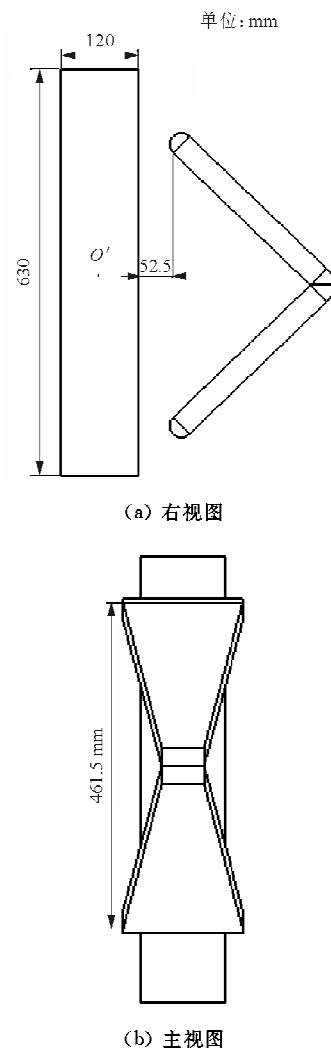


图 1 起落架支柱及扭力臂结构件几何模型

Fig. 1 Geometry of landing gear's struct and torque link

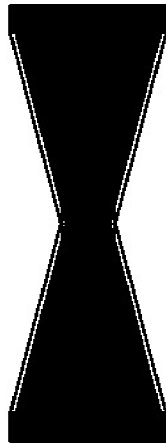


图2 添加射流缝的扭力臂模型

Fig.2 Torque arm model of adding jet

## 1.2 网格生成

计算域及外层网格如图3所示。选取  $10D \times 30D \times 10D$  的长方体区域为计算域,  $D$  为支柱的高度。原点距离入口  $10D$ , 距离出口  $20D$ , 距离左右两侧  $5D$ , 距离上下两侧  $5D$ 。将来流平面设置为速度入口, 出口速度平面设置为自由出口, 计算域其他面以及模型的表面设置为壁面。射流面设置在扭力臂的背面(如图4所示), 单独划分网格。

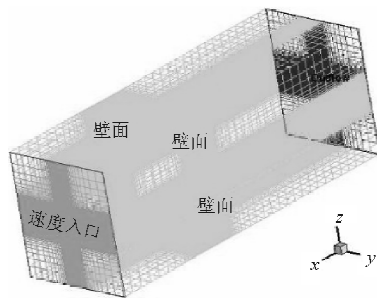


图3 计算域及外层网格

Fig.3 Computation domain and outside mesh

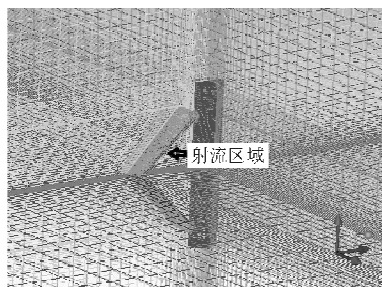


图4 起落架边界层网格及射流区域网格

Fig.4 Model surface and mesh around the model

根据模型数据建立结构化网格, 附面层第一层网格节点距壁面的距离由一个无量纲参数  $y^+$  决定。本文数值模拟中, 将第一层网格节点到模型的距离设置为  $0.02 \text{ mm}$ , 以  $1.2$  的外扩比率向外推  $20$  层生成附面层, 远场网格间距可以根据网格质量进行调整。最终整个计算域生成的结构网格数为  $3\,736\,494$ , 节点数为  $3\,814\,628$ 。

## 1.3 流场计算

采用基于有限体积的求解器 Fluent 进行求解。运用非定常流来模拟飞机着陆速度  $50 \text{ m/s}$  时支柱及扭力臂模型周围的流动情况, 该速度下模型周围的空气可以看作不可压气体, 其密度  $\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$ , 动力粘度  $\mu = 1.7894 \times 10^{-5} \text{ N} \cdot \text{s/m}^2$ , 运动粘度  $\nu = 1.4607 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$ , 雷诺数为  $4.1 \times 10^5$ , 马赫数为  $0.147$ 。设置非稳态计算时间步长为  $1.3 \times 10^{-4} \text{ s}$ , 采用可行性更高的分离涡脱模拟法<sup>[15]</sup>, 湍流模型采用 DES 与 Spalart-Allmaras 相结合的模式, 压力和速度的耦合采用 SIMPLE 算法, 空间和时间均采用二阶精度。

射流速度设置为与来流一致, 大小为  $50 \text{ m/s}$ , 方向与来流方向保持一致, 射流在整个缝宽上保持速度均匀分布。

## 1.4 声场计算

根据连续方程和动量方程, 推出 FW-H 方程。FW-H 方程右边三项代表声辐射源: 第一项表示流体自身的湍流应力, 具有四极子特性; 第二项表示施加在某些界面上非稳定力的散度, 具有偶极子特性; 第三项表示进入到流体中的非稳定质量流。

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

式中:  $a_0$  为声速;  $p'$  为脉动声压;  $T_{ij}$  为 Lighthill 应力张量;  $P_{ij}$  为可压流体应力张量;  $u_i$  为流体在  $x_i$  方向速度分量;  $u_n$  为流体在  $f=0$  面上的法向速度;  $v_n$  为物体速度的法向分量;  $H(f)$  为 Heaviside 广义函数;  $\delta(f)$  为狄利克雷函数。

## 2 仿真流场结果分析

### 2.1 压力特性

#### 2.1.1 原始流场压力特性

在原始无射流流场中,模型表面静压分布如图 5 所示, $p$  为模型表面瞬时压强。

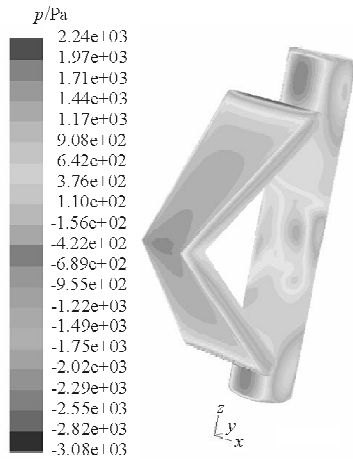
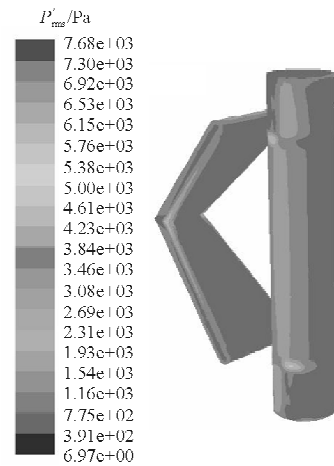


图 5 起落架结构件表面静压(无射流)

Fig. 5 Instantaneous pressure on the landing gear structure(without edge jet)

从图 5 可以看出:在扭力臂的前部、支柱上下两端前部迎风面,流动趋向于停止;模型各部件两侧均有低压区域,扭力臂上下两端及支柱上下两端及中段两侧的低压幅值较大。

在原始无射流流场中,模型表面脉动压强分布如图 6 所示, $P'_{rms}$  为模型表面脉动压强的均方根值。



(b) 角度二

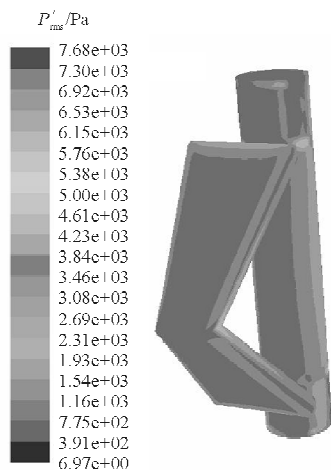
图 6 起落架结构件表面脉动压力(无射流)

Fig. 6 Perturbation pressure on the landing gear structure(without edge jet)

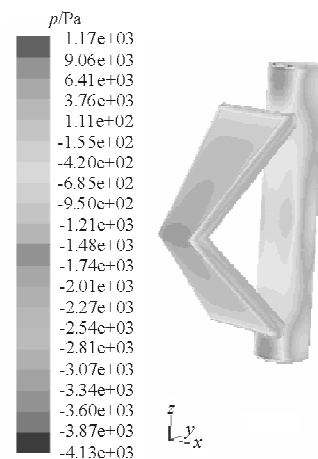
从图 6 可以看出:在迎风的流动趋于停滞的表面脉动压力最小,最大的脉动压力出现在扭力臂上下两端以及后侧边缘后侧。表明扭力臂上下两端以及两侧存在较严重的涡脱落;在支柱两侧以及与扭力臂上下两端平齐的表面脉动压力较大,此处压力脉动是由于扭力臂的后涡碰到支柱破裂引起的,而支柱两侧是由涡脱落引起的,均存在噪声源。

#### 2.1.2 添加射流流场压力特性

添加射流之后,模型表面的静压分布如图 7 所示。



(a) 角度一



(a) 角度一



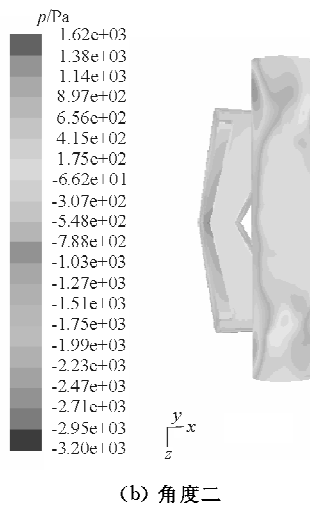
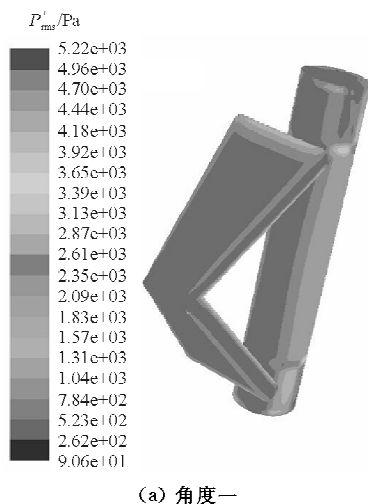


图 7 起落架结构件表面静压(射流)

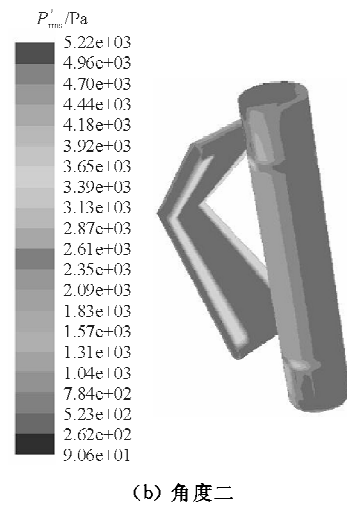
Fig. 7 Instantaneous pressure on the landing gear structure(with edge jet)

从图 7 可以看出:在扭力臂的前部、支柱上下两端前部迎风面,流动倾向于停滞,由于扭力臂呈一定倾斜程度,故扭力臂表面流动停滞程度由中心部位向两端逐渐减弱;模型各部件两侧均有低压区域;扭力臂上下两端以及支柱上下两端及中段的低压幅值较大。

添加射流之后,模型表面脉动压力分布如图 8 所示,可以看出:依然在迎风的流动趋于停滞的表面脉动压力最小,最大的脉动压力出现在扭力臂上的射流面,以及扭力臂的上下两端。表明射流对流动的影响较大,改变了扭力臂后端涡脱落的情况,扭力臂上下两端存在较严重的涡脱落;在支柱两侧上端的脉动压力较大,此处脉动压力是由于扭力臂后的涡碰到支柱破裂引起的,由于中段受到射流的作用,故支柱上下端的涡脱现象较严重,均存在噪声源。



(a) 角度一



(b) 角度二

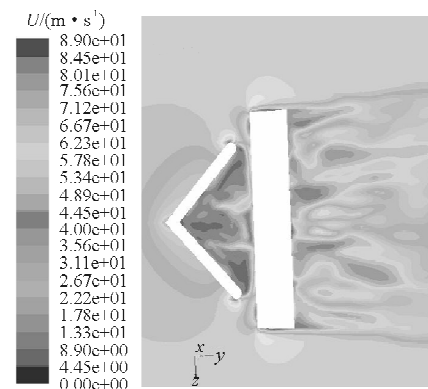
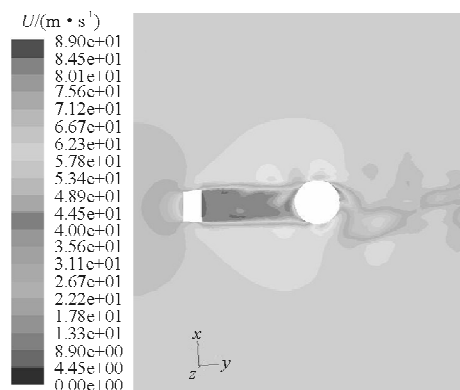
图 8 起落架结构件表面脉动压力(射流)

Fig. 8 Perturbation pressure on the landing gear structure(with edge jet)

## 2.2 速度特性

### 2.2.1 原始流场速度特性

$x=0\text{ mm}$ ,  $z=0\text{ mm}$  和  $z=200\text{ mm}$  三个特征平面的瞬时速度幅值如图 9 所示,  $U$  为瞬时速度幅值。

(a) 平面  $x=0\text{ mm}$ (b) 平面  $z=0\text{ mm}$

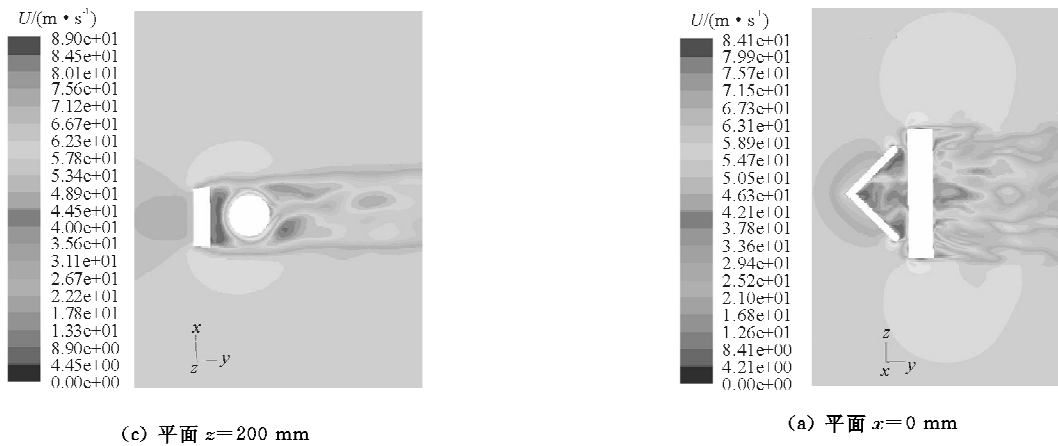


图 9 特征平面上的瞬时速度幅值(无射流)

Fig. 9 Instantaneous velocity amplitude at characteristic planes(without edge jet)

从图 9(a)可以看出:平面内速度分布上下很接近;支柱和扭力臂的前端和后端速度较小,扭力臂和支柱上下两端速度较大。前段速度小是因为迎风面存在流动停滞区域,后端速度小是由于大量涡的存在。

从图 9(b)可以看出:平面内的流场速度关于  $x=0$  轴近似对称;扭力臂前后、支柱前后速度都比较小;贴近支柱两侧的很小的区域外层存在流动加速,减速区域外层存在减速现象,支柱两侧的速度均比较大。扭力臂前侧速度小是由于流动停滞,扭力臂后侧、支柱前侧和后侧则是由于存在大量的涡。

从图 9(c)可以看出:平面内扭力臂前侧的流场仍关于  $x=0$  轴对称,扭力臂后侧的流场受到了支柱的影响,流场相似,但不再对称。由于截面扭力臂宽度大于支柱直径,在扭力臂后形成较大的低速区域,支柱两侧壁面气流加速,到后侧又迅速减小。

综上所述,在支柱及扭力臂结构件的迎风面存在流动停滞区域;模型流动加速区域;在支柱、扭力臂的背面存在大片低速区域,此区域有大量涡。

### 2.2.2 添加射流流场速度特性

$x=0\text{ mm}$ ,  $z=0\text{ mm}$  和  $z=200\text{ mm}$  三个特征平面的平均速度幅值如图 10 所示。

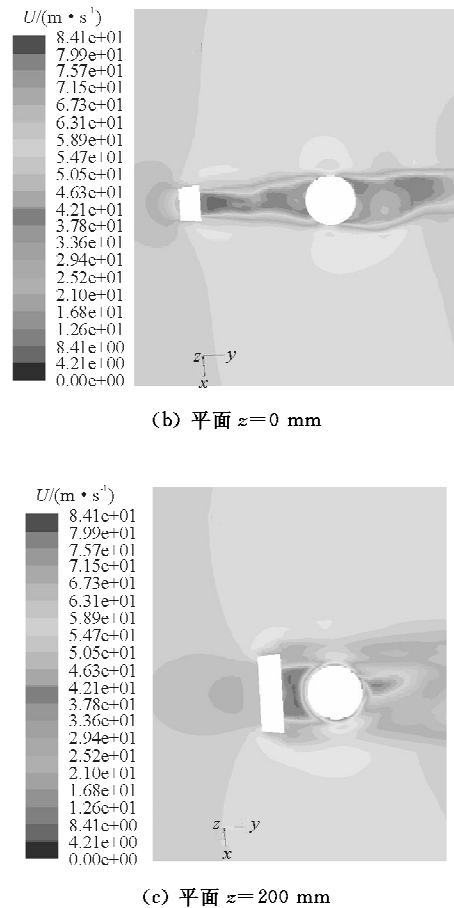


图 10 特征平面的瞬时速度幅值(射流)

Fig. 10 Instantaneous velocity amplitude at characteristic planes(with edge jet)

从图 10(a)可以看出:平面内速度分布近似对称;支柱和扭力臂的前端和后端速度较小,扭力臂上下两端速度较大。前端速度小是因为迎风面存在而流动趋于停滞,后端速度小是因为存在大量的涡。

从图 10(b)可以看出:平面内的速度流场关于

$x=0$  轴近似对称;扭力臂前后、支柱前后速度都较小,支柱两侧速度较大。扭力臂前侧速度小是因为流动停滞,扭力臂后侧、支柱前侧速度小是因为射流大大弱化扭力臂后侧涡脱落,只有少量涡的存在,流动近似停滞,支柱后侧是由于存在大量的涡。

从图 10(c)可以看出:平面内扭力臂前侧的流场仍关于  $x=0$  轴对称,扭力臂以后的流场受到射流以及支柱的影响,上下端近似对称。由于射流的缘故,扭力臂与支柱之间流动近似停滞,支柱两侧近壁面气流加速并迅速减小。

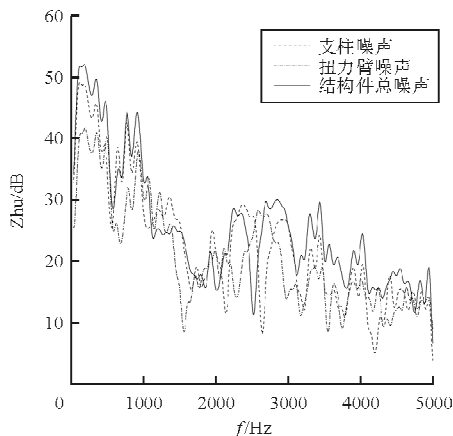
综上所述,支柱及扭力臂结构件的迎风面存在流动停滞区域,造成的原因不同;扭力臂的背风面由于射流作用,流动近似停滞,速度很小;支柱背风面由于存在大量涡,速度也较小。

### 3 仿真声场特性分析

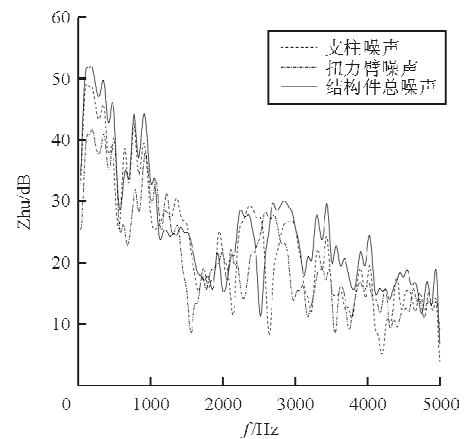
取模型表面为积分面,计算扭力臂及支柱结构件产生的气动噪声。对数值模拟的声学脉动量进行频域变换,数值模拟结果分析频率为 5 000 Hz,选取的样本长度为 2 000,频域分析的分辨率为 5 Hz,在重合度为 50%的情况下对 6 个样本分别进行快速傅立叶变换后再进行总体平均。

#### 3.1 原始声场频谱特性

来流速度为 50 m/s,测点  $R_1(0, 0, -30D)$  和测点  $R_2(0, 15D, -15\sqrt{3}D)$  处的频谱特性曲线如图 11 所示。



(a) 测点  $R_1$



(b) 测点  $R_2$

图 11 测点  $R_1$  和  $R_2$  处各部件噪声支柱频谱特性  
Fig. 11 Part and total noise spectra at  $R_1$  and  $R_2$

从图 11 可以看出:支柱频谱曲线都呈现出规律的周期变化,测点  $R_1$  处前三阶明显的峰值频率为 175、534、1 461 Hz。第一阶频率为基频,第二、第三阶频率分别是第一阶的 3 倍和 8 倍。表明支柱噪声是由支柱表面脉动压力产生的,属于钝体扰流噪声。

同时从图 11 可以看出:各个频率对应的组合件噪声总声压级比支柱噪声总声压级大 2~6 dB。支柱噪声、扭力臂噪声和组合件总噪声如表 1 所示,支柱噪声对总噪声的贡献大于扭力臂噪声。

表 1 支柱、扭力臂和组合件在测点  $R_1$ 、 $R_2$  处的总声压级(无射流)

Table 1 OASPL from strut, torque link and the total model at  $R_1$  and  $R_2$  (without edge jet)

测点	总声压级/dB		
	支柱噪声	扭力臂噪声	总噪声
$R_1$	63.5	57.8	66.7
$R_2$	65.1	59.8	67.7

#### 3.2 添加射流声场频谱特性

来流速度为 50 m/s,测点  $R_1(0, 0, -30D)$  和测点  $R_2(0, 15D, -15\sqrt{3}D)$  处的频谱特性曲线如图 12 所示。

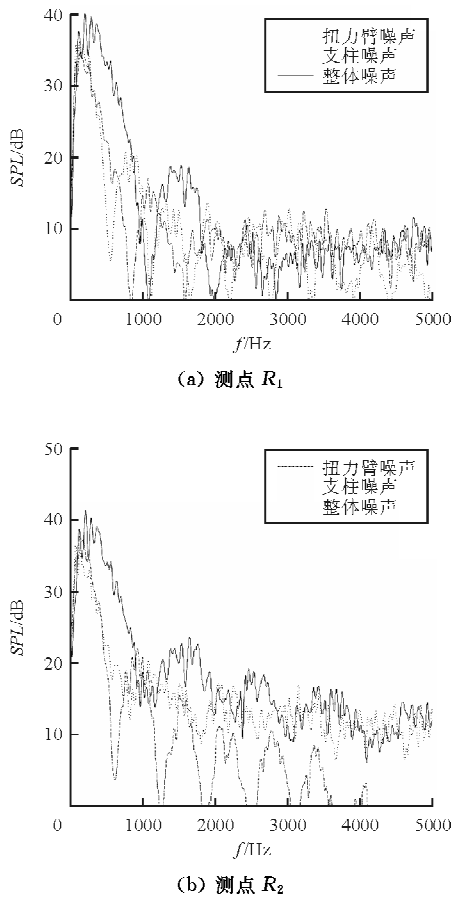


图 12 测点  $R_1$  和  $R_2$  处各部件噪声和结构件总噪声频谱  
Fig. 12 Part and total noise spectra at  $R_1$  and  $R_2$

从图 12 可以看出:支柱频谱曲线都呈现出规律的周期变化,且平均噪声水平距结构件整体的噪声水平有一定距离,这是射流作用下,少量尾涡周期性脱落与支柱作用产生;总体噪声水平与扭力臂的噪声走向表现一致,扭臂噪声在总噪声中占主导。

同时从图 12 可以看出:各个频率对应的组合件噪声总声压级比扭力臂噪声总声压级大 2.5~4dB。支柱噪声、扭力臂噪声和组合件总噪声如表 2 所示,可见支柱噪声对总噪声的贡献和扭力臂噪声已经相当。

表 2 支柱、扭力臂和组合件在测点  $R_1$ 、 $R_2$  处的总声压级(射流)

Table 2 OASPL from strut, torque link and the total model at  $R_1$  and  $R_2$  (with edge jet)

测 点	总声压级/dB		
	支柱噪声	扭力臂噪声	总噪声
$R_1$	55.6	54.4	60.4
$R_2$	56.7	55.8	61.3

#### 4 降噪前后仿真结果对比分析

将射流前后的频谱特性进行对比,如图 13 所示。

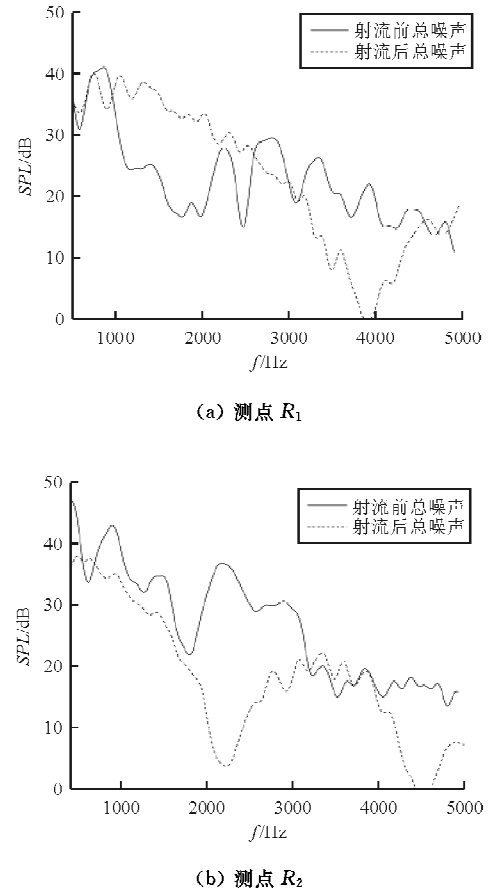


图 13 测点  $R_1$  和  $R_2$  处噪声频谱特性对比  
Fig. 13 Comparison of noise spectra at  $R_1$  and  $R_2$

由于接收点处总噪声声压级是对噪声源的叠加得到的,而频谱特性是在频域内各频段噪声的表现,故从图 13 可以看出:添加射流后,两个观测点处的高频噪声均有明显的减小;与原始声场相比,添加射流后,在接收点  $R_1$  处,在中频段 1 300~2 100 Hz,噪声增大 5~8 dB;在高频段 3 000~5 000 Hz,噪声降低 6~10 dB;与原始声场相比,添加射流后,在接收点  $R_2$  处,中高频段 2 000~3 200 Hz,降噪幅度较大,达到 8~12 dB。

#### 5 结 论

(1) 边缘射流有效改变了扭力臂后侧流动分离,扭力臂与支柱中间的流动速度明显减小,从而

减弱了由扭力臂引起的尾涡脱落撞击支柱而产生的压力脉动,达到了降低声源强度的目的。边缘射流有效地降低了钝体绕流噪声的强度,支柱噪声明显下降,在整体噪声中扭力臂噪声相当。

(2) 边缘射流有效的降低了宽频噪声,在中频和高频部分下降幅度较大,整体噪声水平下降了3~4 dB。同时也由于射流的加入,部分射流与下游支柱撞击,引入新的噪声源,在中频3~4 kHz噪声有5~8 dB的增加。

(3) 国内的起落架噪声降噪设计研究主要是在被动控制方法上。本文对射流降噪进行了探索,对于影响射流效果的因素,例如射流位置、射流速度等还可以做进一步的研究。由于条件限制,尚未在噪声的试验工作中实施此种方法,后续将对比试验结果、更准确地验证以及评估射流的降噪效果。

### 参考文献

- [1] Monclar P. Technology programs for landing gear systems [C]//AIAA/CEAS International Air and Space Symposium and Exposition, Dayton, Ohio, 2003.
- [2] 龙双丽, 聂宏. 大型民机起落架噪声分析[J]. 航空科学技术, 2010(2):16-18.  
Long Shuangli, Nie Hong. Analysis of large civil aircraft landing gear noise[J]. Aeronautical Science & Technology, 2010(2): 16-18. (in Chinese)
- [3] Piet J F, Davy R, Elias G, et al. Flight test investigation of add-on treatments to reduce aircraft airframe noise [C]. AIAA-2005-3007, 2005.
- [4] Spiteri M, Zhang X, Molin N, et al. The use of a fairing and split plate for bluff body noise control[C]. AIAA-2008-2817, 2008.
- [5] Boorsma K, Zhang X, Molin N. Landing gear noise control using perforated fairings[J]. Acta Mechanica Sinica, 2010, 26(2): 159-174.
- [6] Boorsma K, Zhang X, Molin N, et al. Bluff body noise control using perforated fairings[J]. AIAA Journal, 2009, 47(1): 33-43.
- [7] Smith M G, Chow L C, Molin N. Control of landing gear noise using meshes[C]. AIAA-2010-3974, 2010.
- [8] Oerlemans S, Sandu C, Molin N, et al. Reduction of landing gear noise using meshes[C]. AIAA-2010-3972, 2010.
- [9] 刘兴强, 张洪涛, 黄文超, 等. 某型飞机前起落架降噪试验[J]. 科学技术与工程, 2014(11): 72-75.  
Liu Xingqiang, Zhang Hongtao, Huang Wenchao, et al. Noise reduction experiment of an aircraft nose landing gear [J]. Science Technology and Engineering, 2014(11): 72-75. (in Chinese)
- [10] 龙双丽, 聂宏, 薛彩军, 等. 飞机起落架气动噪声特性仿真与试验[J]. 航空学报, 2012, 33(6): 1002-1013.  
Long Shuangli, Nie Hong, Xue Caijun, et al. Simulation and experiment on aeroacoustic noise characteristics of aircraft landing gear [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(6): 1002-1013. (in Chinese)
- [11] Thomas F O, Kozlov A, Corke T C. Plasma actuators for landing gear noise reduction[C]. AIAA-2005-3010, 2005.
- [12] Li Y, Zhang X, Huang X. The use of plasma actuators for bluff body broadband noise control[J]. Experiments in Fluids, 2010, 49(2): 367-377.
- [13] Thomas F O, Kozlov A V. Active noise control of bluff-body flows using dielectric barrier discharge plasma actuators[C]. AIAA-2009-3245, 2009.
- [14] 高哲, 龙涵, 张琰, 等. 大型客机起落架降噪的创新方法及研究[J]. 中国科技博览, 2014(13): 323-324.  
Gao Zhe, Long Han, Zhang Hun, et al. Innovative methods of reducing noise of large aircraft landing gear and research[J]. China Science and Technology Expo, 2014(13): 323-324. (in Chinese)
- [15] 胡宁, 郝璇, 苏诚, 等. 基于分离涡模拟的起落架气动噪声研究[J]. 空气动力学学报, 2015, 01(1): 99-106.  
Hu Ning, Hao Xuan, Su Cheng, et al. Aeroacoustic study of landing gear by detached eddy simulation[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015, 1(1): 99-106. (in Chinese)

### 作者简介:

任 旺(1990—),男,硕士研究生。主要研究方向:起落装置气动噪声。

薛彩军(1973—),男,博士,教授。主要研究方向:飞行器起落架设计与分析、飞行器结构抗疲劳设计等。

赵 蓉(1992—),女,硕士研究生。主要研究方向:起落装置气动噪声。

(编辑:赵毓梅)