

文章编号: 1674-8190(2021)04-105-10

舱门对起落架流场和气动噪声的影响研究

牟永飞, 李杰

(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘要: 前起落架一般具有异于主起落架的双侧对称舱门, 民用飞机进场降落时打开的前起落架舱门必然对起落架流场和噪声产生干扰阻挡和反射作用。为了研究前起落架舱门对起落架流场和噪声的干扰阻挡效应, 采用两轮起落架标模对改善的延迟分离涡模拟(IDDES)方法和福克斯·威廉姆斯-霍金斯(FW-H)方程进行数值方法验证; 在数值计算方法准确可靠的基础上, 对某民用飞机高保真前起落架有舱门和无舱门的两种模型的流场特征和远场辐射噪声特性进行对比计算分析, 分析舱门附近流动演化过程及舱门对远场辐射噪声的影响。结果表明: 由于舱门迎风端面非平直面, 稍向内侧弯曲与来流具有一定夹角, 导致在其前端引起当地流动分离, 进而扩散到整个舱门之间的区域; 两侧舱门阻挡干扰气流向展向扩散并撞击舱体侧面边缘的趋势, 遮挡反射舱体前缘剪切流失稳撞击起落架产生的压力波, 减弱了起落架的侧边噪声并形成声波干涉现象。

关键词: 起落架; 舱门; IDDES; 气动噪声; 声类比

中图分类号: V226; V211.3

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2021.04.12

文献标识码: A

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Influence of Cabin Doors on the Flow Field and Aerodynamic Noise of Landing Gear

MU Yongfei, LI Jie

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

Abstract: The front landing gear generally has a bilateral symmetrical doors, which is different from the main landing gear. The opened landing gear door can interfere with the flow field and noise of the landing gear and reflect when the civil aircraft enters the landing. In order to study the interference blocking effect of the landing gear door on the landing gear flow field and noise, an improved delayed detached eddy simulation (IDDES) method with two-wheel landing gear model and Fowcs Williams-Hawkings (FW-H) equation are used to verify the numerical method. On the basis of the accuracy and reliability of the numerical method, the flow field characteristics and far-field noise characteristics of the high-fidelity landing gear models of the civil aircraft with cabin doors and without cabin doors are performed with comparison calculation analysis. The results show that, because the windward face of the door is not straight but slightly bends inward, and has a certain angle with the free stream flow, which causes the local flow separation at the front of the cabin doors, and then the flow is spread to the whole area between the doors. The cabin doors on both sides block the trend of interference airflow spreading to the side of the cavity and impact the side edge of the cavity, block the pressure wave produced by the landing gear, and weaken the sideline noise of the landing gear and form the phenomenon of acoustic interference.

Key words: landing gear; cabin doors; improved delayed detached eddy simulation; aerodynamic noise; acoustic analogy

收稿日期: 2021-03-08; 修回日期: 2021-04-15

基金项目: 国家自然科学基金(11972304); 航空科学基金(2019ZA053005)

通信作者: 李杰, lijieruihao@nwpu.edu.cn

引用格式: 牟永飞, 李杰. 舱门对起落架流场和气动噪声的影响研究[J]. 航空工程进展, 2021, 12(4): 105-114, 130.

MU Yongfei, LI Jie. Influence of cabin doors on the flow field and aerodynamic noise of landing gear[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(4): 105-114, 130. (in Chinese)

0 引言

在过去的几十年中,研究人员在理解和研究机体噪声的产生机制以及开发和测试实用的降噪技术方面付出了巨大的努力。在高旁路涡扇发动机和声衬材料的广泛应用后,发动机噪声水平已经大幅降低。在这种情况下,使得机身部件,如机翼和边条,在客机降落进场时产生的噪声与发动机噪声相当^[1]。早期的研究重点放在由前缘缝翼和后缘襟翼产生的噪声源的研究中,之后研究重点转移到了由飞机起落架产生的更具挑战性的噪声源上。

降低飞机起落架噪声已被证明是一个非常困难的问题,主要是由于所涉及的几何形状非常复杂,同时部件之间还会发生非常严重的干扰。一直以来研究关注重点放在了起落架及其整流罩,而忽略了机身起落架舱以及舱门对整体的影响。例如在实际飞行测试中,整流罩整体收益被增加的低频噪声掩盖,而这些低频噪声来源于起落架舱门间的空腔^[2-3]。实际上,舱门也能在感兴趣的频率范围内产生重大影响,起落架尾迹流经舱门产生的后果是必须予以考虑的。有研究结果显示在舱门下游湍流强度高出 10% 的区域^[4],而且在一般情况下,主起落架由于侧收只有单侧舱门,其对远场噪声存在一定的遮挡效应,即在非门一侧的总声压级要大于有门一侧,对 B777 缩比模型的试验测试结果验证了这一观点^[5]。南安普顿大学的 R. Fattah 等^[6]采用数值方法和风洞试验研究了简化的舱门和支柱之间的干扰情况。但是,与主起落架舱门不同,位于飞机头部的前起落架一般都具有对称的两侧门,其流场特征与噪声特性都会与主起落架舱门的特性存在很大的差异。

对前起落架的研究影响最为广泛当属由法国宇航公司(ONERA)领导的 LAGOON(Landing Gear Noise Database for CAA Validation)研究计划^[7-10],其以 A320 的前起落架简化模型为研究对象,模型中只保留了两个机轮、轮轴以及支柱,在研究中并没有考虑舱门、舱以及机体的干扰影响,而实际情况是民用飞机在进场打开起落架时,起落架都是与舱门和机体共同存在的,不会单独出现;Guo Z 等^[11]研究了带简化起落架舱的 LAGOON 模型的气动噪声状况,但依然没有引入舱门和机体的干扰;T. Ricciardi 等^[12]使用 DES 方法

对带机身等完整前起落架噪声进行了数值模拟,最后使用 POD 方法对两个舱门之间的流体进行了研究,分析了相干结构;乔渭阳等^[13]基于准稳态假设和分布点声源模型,并采用最新发展的噪声源半经验参数预测公式,发展和完善了用于飞机噪声辐射预测的计算模型和方法;许远等^[14]对某型飞机起落架结构件气动噪声问题进行了试验和仿真研究;陈涛等^[15]在飞行现场分别采用改进的频域波束形成和解卷积算法对 ARJ21 降落阶段的起落架噪声进行了测量;任旺等^[16]提出了一种基于边缘射流的方式对起落架进行了降噪研究,并采用数值方法验证了射流的有效性;刘兴强等^[17]采用仿真与试验的方法对不同来流速度下某型飞机前起落架 1/6 缩比模型的噪声特性进行了研究。虽然对起落架噪声的研究是热门问题,在实际飞行中起落架必然受到起落架舱门的影响,目前对起落架舱门的研究相对较少,刘瑜等^[18]、张玥婷等^[19]采用 DES 方法对考虑了舱门的空腔进行了数值模拟。这些研究采用的计算模型均为简化的平板与空腔,不能如实反映舱门处的流场特征。

在实际中,飞机进场着陆放出前起落架时,起落架两侧会有舱门干扰。由于双侧舱门和机体的存在,会影响起落架周围的流场,进而影响远场辐射噪声特征。因此,本文采用对起落架分离流场具有较强解析能力的 IDDES 方法^[20]并结合在远场噪声计算中广泛采用的 FW-H 方程^[21]对某民用飞机的高保真前起落架系统中真实舱门的流场流动特征以及其对整个起落架系统噪声的影响进行数值模拟计算,并对舱门附近流动演化过程及舱门对远场辐射噪声的影响进行分析。

1 数值方法

1.1 流场控制方程与离散格式

本文采用有限体积法离散求解三维可压缩非定常 RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) 方程,黏性项采用二阶中心差分格式离散,无黏项通量离散采用 Roe 格式和 5 阶 WENO (Weighted Essentially Non-oscillatory) 插值方法,湍流模拟方法为基于两方程 SST ($k-\omega$ Shear-Stress-Transport) 模型的 IDDES 方法,时间推进项采用隐式 LU-SGS (Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel) 双时间法。

1.2 湍流模拟与远场噪声计算

湍流模拟采用 IDDES 方法,其结合了延迟分离涡模拟(Delayed Detached Eddy Simulation,简称 DDES)方法和壁面模型大涡模拟(Wall Modeled Large Eddy Simulation,简称 WMLES)方法的优点,重新定义亚格子尺度以直接引入壁面距离影响,构造转换效率更高的混合函数,能够解决边界层附近“对数层不匹配”(Log-layer Mismatch)的问题,并且能够加快分离区 RANS 到 LES 的转换^[22-23]。

远场辐射噪声预测采用声类比积分 Formulation 1C 公式^[21],该公式能显式地计入均匀来流(M_0)的影响,在 CFD 计算问题以及风洞试验问题中,便于数值编程计算。远场扰动压力计算公式如式(1)所示。

$$4\pi p'(x_i, t) = \int_{f=0} \left[\frac{1-M_0 \tilde{R}_1}{R^*} \frac{\partial Q_n}{\partial \tau} - c_0 M_0 \frac{\tilde{R}_1^* Q_n}{R^{*2}} + \frac{\partial L_{ij}}{\partial \tau} \frac{\tilde{n}_j \tilde{R}_i}{c_0 R^*} + \frac{L_{ij} \tilde{n}_j \tilde{R}_i^*}{R^{*2}} \right] dS \quad (1)$$

式中: $f=0$ 为积分控制面方程; dS 为积分控制面上积分微元的面积。

辐射向量 \tilde{R}_i 、辐射向量对空间的导数 \tilde{R}_i^* 、沿控制面法向的流量 Q_n 、莱特希尔(Lighthill)应力张量 L_{ij} 的表达式分别为

$$R^* = \sqrt{|x-y|^2 - M_0^2 \sum_{i=2}^3 (x_i - y_i)^2} \quad (2)$$

$$\tilde{R}_i^* = \begin{cases} (x_i - y_i)/R^* & (i=1) \\ (1-M_0^2)(x_i - y_i)/R^* & (i=2, 3) \end{cases} \quad (3)$$

$$\tilde{R}_i = \begin{cases} (\tilde{R}_i^* - M_0)/(1-M_0^2) & (i=1) \\ (x_i - y_i)/R^* & (i=2, 3) \end{cases} \quad (4)$$

$$Q_n = [\rho(u_i + c_0 M_{0i} - v_i) + \rho_0(v_i - c_0 M_{0i})] \tilde{n}_i \quad (5)$$

$$L_{ij} = \rho u_i(u_j + c_0 M_{0j} - v_j) + (p - p_0) \delta_{ij} \quad (6)$$

式中: c_0, M_0, ρ_0, p_0 分别为自由来流的声速、马赫数、密度和压力; ρ, u_i, p 为当地流体的密度、速度和压力; $v_j, \tilde{n}_i, \delta_{ij}$ 为积分面运动速度和外法向单位向量以及德罗尼克符号; x_i, t 为观测接收点位置和接收时间; y_i, τ 为声源位置和发射时间。

对于远场监测点的接收时间和声源发射时间,让声源发射时间占优居于主导地位,即远场辐

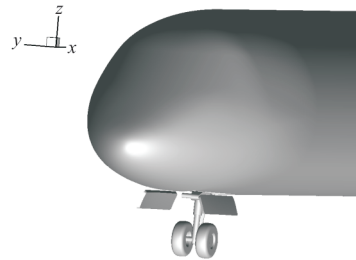
射声压计算时采用 Advanced Time Approach^[24],该方法可以与 CFD 计算同步进行,而且无需预先存储大量流场数据。

2 起落架计算模型与网格

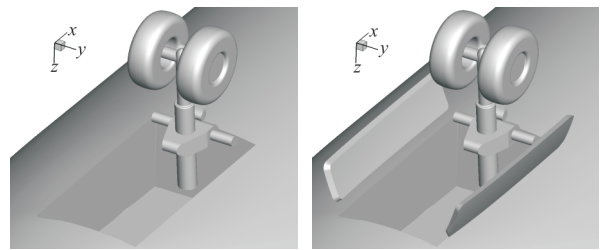
2.1 计算模型

有舱门的起落架原始模型的几何形状如图 1 所示。起落架原始模型的部件包括机头、起落架舱、舱门以及单独的起落架。本文研究重点聚焦在飞机的前起落架,为此将机头下游的机身、机翼、尾翼等部分改为类圆柱体代替,该圆柱体一直延伸至下游远场。

为了研究起落架舱门对起落架流场和远场辐射噪声的影响,在起落架原始模型中将两侧舱门摘除,和原始模型采用相同的数值计算方法进行流场模拟及对比分析,有无舱门的起落架模型对比如图 1(b)、图 1(c)所示。



(a) 某民用飞机带舱和机身的前起落架模型



(b) 无舱门起落架模型

(c) 有舱门起落架模型

图 1 民用飞机前起落架计算模型

Fig. 1 Calculation model of the nose landing gear of a civil aircraft

有舱门的起落架原始模型的计算域如图 2 所示,计算域采用笛卡尔坐标系,坐标原点位于机身机头前端, x 轴的正方向为流动方向, y 轴的正方向向右延伸, z 轴的正方向向上。计算域设置为边长为 $111D$ 的立方体,其中 D 为起落架轮子的直径

(0.5 m), 无门起落架模型计算域设置与有门起落架原始模型保持一致。在气动噪声计算中, 将类圆柱体扩展到计算域的下游边界, 可以避免类圆柱尾迹湍流引起的数值误差。

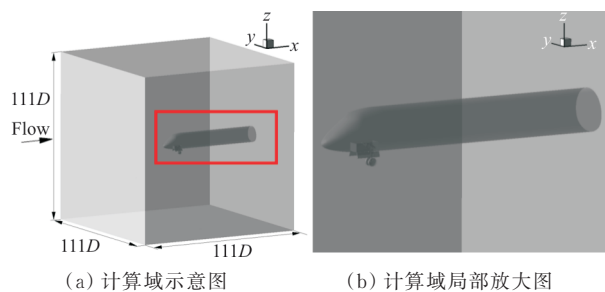


图 2 某民用飞机前起落架计算域

Fig. 2 Calculation domain of the front landing gear of a civil aircraft

2.2 计算网格

本文数值计算的计算网格采用结构网格生成软件 ANSYS ICEM CFD 生成高质量的多块结构网格。计算模型的网格单元数量约为 7 900 万, 计算网格空间截面和模型壁面网格如图 3 所示。无门起落架模型在有门起落架模型网格生成过程中产生, 这样可以最大程度保持两套计算网格的一致性, 降低网格差异对有门无门模型计算结果的影响。

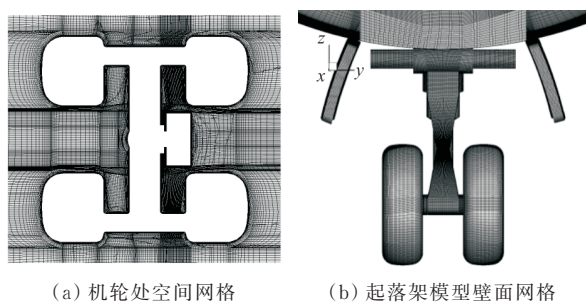


图 3 起落架原始模型计算网格空间截面和壁面网格
Fig. 3 The grid plane and wall grid in the landing gear model

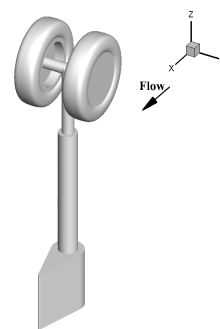
3 数值方法验证算例与分析

3.1 算例计算模型

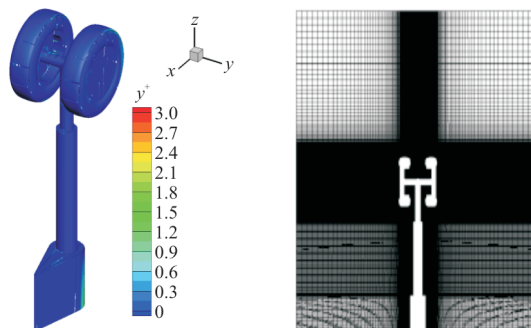
数值方法验证采用空客 A320 前起落架的简化缩比模型——LAGOON 起落架模型为计算模

型, 采用 IDDES 方法对其流场进行数值模拟, 采用模型壁面脉动压力信息和远场辐射噪声结果, 与 ONERA 风洞试验结果进行对比。

LAGOON 起落架模型如图 4(a) 所示。该模型是 A320 两轮前起落架的简化缩小模型 (1:2.5), 主要由两个机轮、轮轴、主支柱以及底部的试验支撑件三部分组成。主要网格步长约为 4 mm, 占机轮直径的 1.33%, 物面第一层网格高度约为 0.02 mm。 y^+ 值如图 4(b) 所示, 可以看出: 壁面绝大部分网格 y^+ 值均小于 1。机轮直径 0.3 m, 模型 $x=0$ 截面网格如图 4(c) 所示, 计算网格单元数量约为 3 000 万, 计算域分块 (Block) 数为 63。



(a) LAGOON 起落架计算模型^[7-10]



(b) 计算模型壁面第一层网格 y^+ 值 (c) yz 平面内的空间网格

图 4 LAGOON 起落架计算模型、第一层网格 y^+ 值和空间截面计算网格 ($x=0$)

Fig. 4 The calculation model of LAGOON landing gear, y^+ of first grid cell and the grid plane of $x=0$

ONERA 的试验中自由来流 $Ma_0=0.23$, 基于机轮直径的无量纲雷诺数 $Re=1.56 \times 10^6$ 。数值计算中无量纲物理时间步长为 0.005。模型支撑件底部的地面, 在数值计算中采用滑移物面 (Slip Wall) 边界条件, 其余物面采用无滑移物面 (No-slip Wall) 边界条件。

3.2 算例计算结果分析

起落架机轮表面的 IDDES 方法压力分布系数 ($-120^{\circ}\sim 120^{\circ}$) 与试验结果对比结果如图 5(a) 所示,可以看出:在迎风面吻合良好,但在背风面的分离点 ($-100^{\circ}\sim -70^{\circ}$) 附近有一定的差异,主要是由于此处受到了相邻的支柱分离流动尾迹的干扰。LAGOON 起落架空间的 Q 等值面如图 5(b) 所示,可以看出:IDDES 方法很好地捕捉了流动的尾迹,轮子尾迹区范围较大,主支柱尾迹范围比较小,而底部的支撑件做了处理,尾迹区很小不影响试验件的测量。

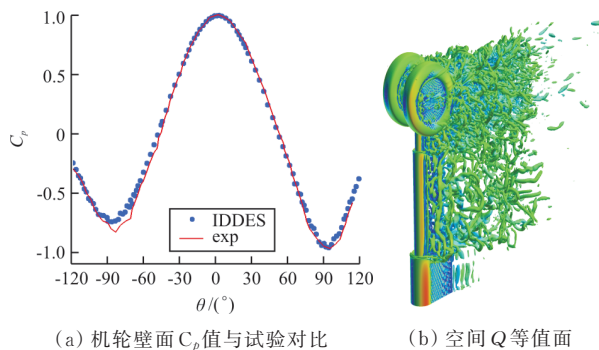


图 5 沿机轮圆周表面的 C_p 分布对比和空间 Q 等值面
Fig. 5 The comparison of C_p along the circumferential surface of the wheels and one iso-contour of the Q -criterion

起落架流场 $z=0$ 截面的等马赫数线如图 6 所示。

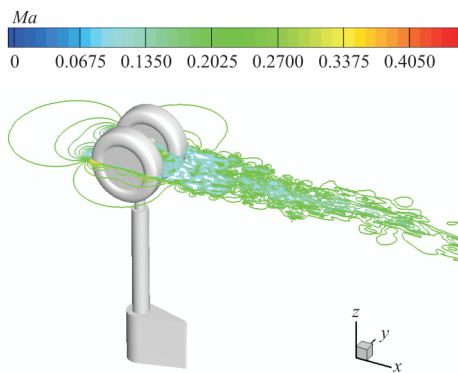


图 6 起落架流场 $z=0$ 截面的等马赫数线
Fig. 6 The iso-contour of Mach number of the flow field of landing gear in z plane

在 ONERA 的风洞试验中使用非常常压力传感器测量模型壁面的脉动压力。 z 平面内的部分监测点 $K_{10}\sim K_{15}$ 以及 $K_{18}\sim K_{20}$ 的位置示意图如图 7 所示。

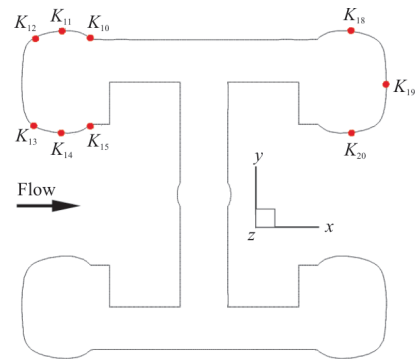
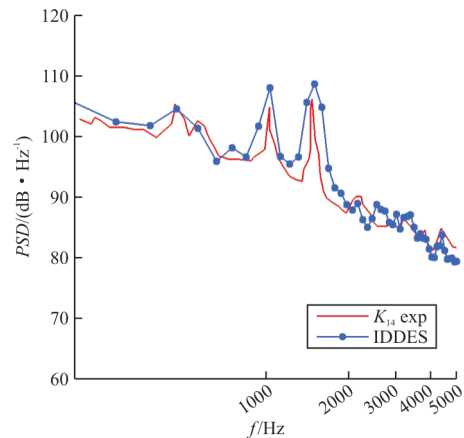
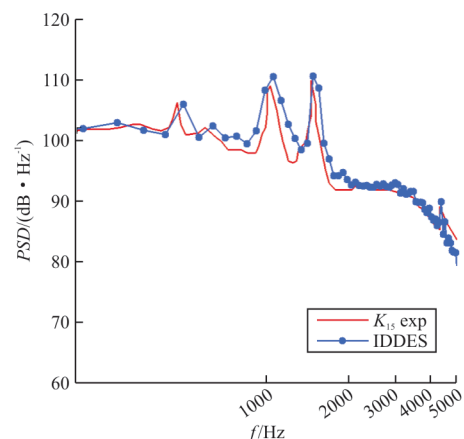


图 7 起落架壁面部分监测点位置示意图
Fig. 7 Schematic diagram of the monitoring points' position on the landing gear wall

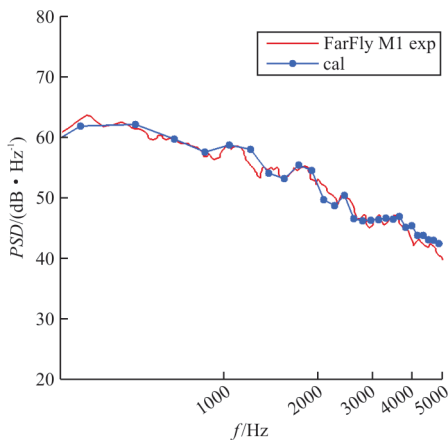
流场脉动压力数据采样时间步长与流场计算保持一致。本文只展示监测点 K_{14} 、 K_{15} 以及远场麦克风 FarFly M1、FarSid M1 计算值与试验测量值的对比,如图 8 所示,可以看出:最大误差在 K_{14} 监测点的 1000 Hz 附近,约为 2.8 dB/Hz ,计算值与试验值相对吻合较好,表明所采用的数值方法可以满足本文计算研究需要。



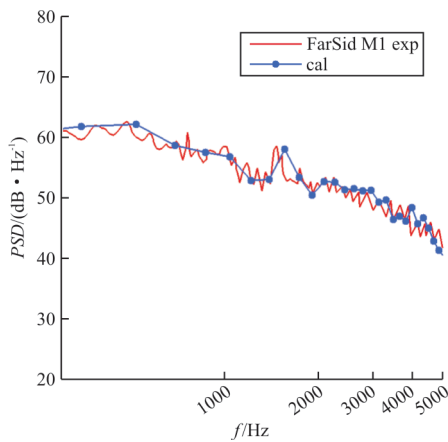
(a) 壁面监测点 K_{14}



(b) 壁面监测点 K_{15}



(c) 远场监测点 FarFly M1



(d) 远场监测点 FarSid M1

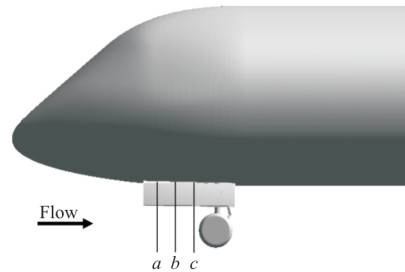
图 8 起落架壁面监测点 PSD 曲线、远场噪声计算结果与风洞试验对比

Fig. 8 The PSD of the landing gear wall monitoring point and the calculation results of far-field noise are compared with the wind tunnel test data

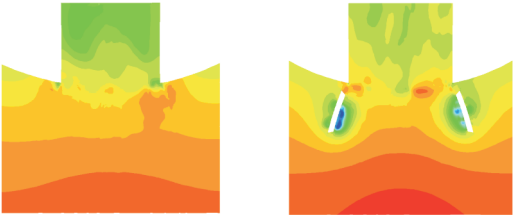
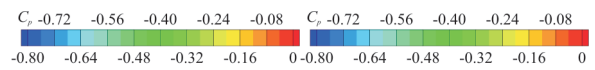
4 舱门对起落架流场的影响分析

采用 IDDES 方法对有舱门模型和无舱门模型流场进行数值模拟,垂直于流向(x 轴正向),在流场中截取 3 个等间距的截面(a 截面、 b 截面和 c 截面),以有舱门模型为例,3 个截面位置示意图如图 9(a)所示。无舱门起落架模型和有舱门起落架模型在三个截面内马赫数分布对比如图 9(b)~图 9(g)所示,可以看出:在舱门前端(a 截面),内侧出现了负压区,说明此处产生了流动分离,这是由于舱门表面并非平直平板,而是带有向内侧弯曲的一定弧度,导致产生流动分离;舱门下游存在起落架的机轮和支柱等结构,来流滞止产生高压区,而

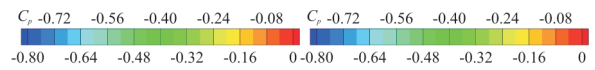
两侧舱门之间的气流压力相对较低,高压区气流有向两侧舱门之间的低压区流动的趋势,但是在无门起落架模型中,起落架舱体下方气流向上运动趋势相对有门模型较小。



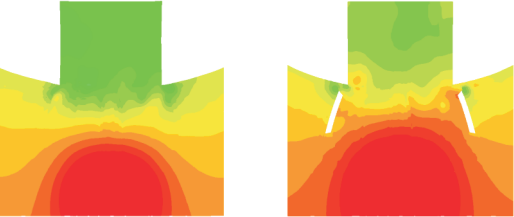
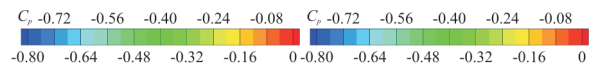
(a) 截面 a 、 b 和 c 的位置示意图



(b) 无舱门模型 a 截面 (c) 有舱门模型 a 截面



(d) 无舱门模型 b 截面 (e) 有舱门模型 b 截面

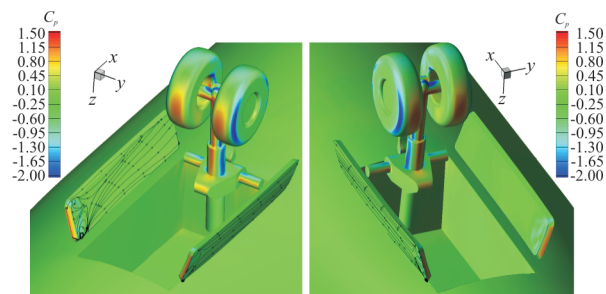


(f) 无舱门模型 c 截面 (g) 有舱门模型 c 截面

图 9 无舱门模型和有舱门模型在 a 、 b 和 c 三个截面内 C_p 分布对比

Fig. 9 The comparison of C_p distribution in three planes of landing gear model with or without cabin door

起落架舱门前端的壁面流线如图 10 所示,可以看出:由于舱门表面不是平直而是向内弯曲的,导致了壁面的流动分离,这也验证了图 9 中低压区存在分离的分析结果。由于舱门的阻隔,两侧舱门内侧前端的分离流动会向中心运动,然后混合在一起。同时,起落架舱体前缘脱落的剪切层流动会与两侧舱门形成的分离流动汇合,不稳定的剪切层流动失稳后与分离气流一起向下游运动,最后撞击起落架转向架前缘,这种混合的非定常分离流动撞击将会加强向上游反馈的压力波动,增大起落架远场辐射噪声。起落架舱门附近的空



(a) 舱门内侧壁面分离流动 (b) 舱门外侧壁面分离流动

图 10 起落架舱门壁面的流动分离

Fig. 10 Separated flow on the wall of landing gear doors

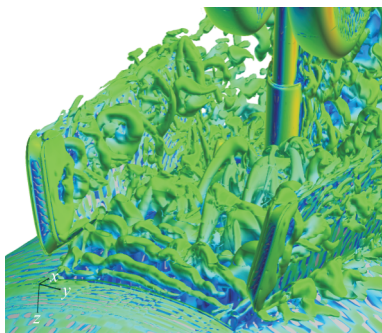
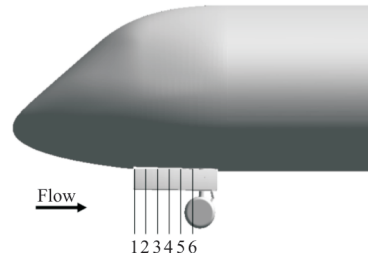


图 11 起落架舱门附近的空 Q 等值面

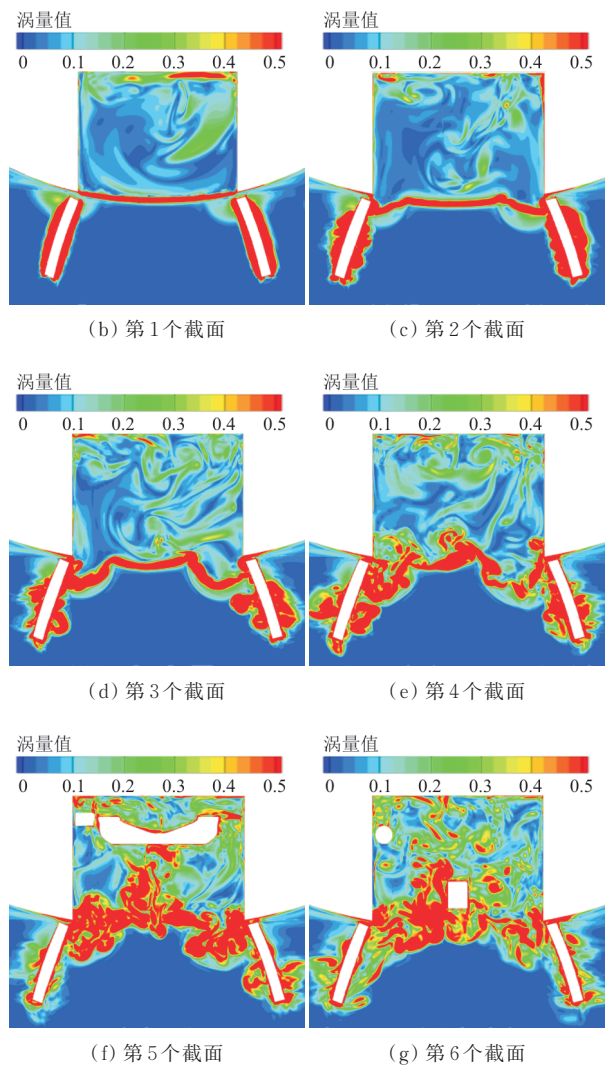
Fig. 11 One iso-contour of the Q-criterion around the landing gear doors

间 Q 等值面如图 11 所示。沿着流向(x 轴正方向)截取 6 个等间距分布截面(编号 1~6),截面均垂直于 x 轴,以有舱门模型为例,6 个截面位置示意图如图 12(a)所示。不稳定剪切层和起落架舱门产生的分离流动之间的混合过程如图 12(b)~图 12(g)所示,图中流场参数涡量值(Vorticity Magnitude)为使用流场时间倒数

($1/t$)无量纲化后的结果。从图 12 可以看出:不稳定剪切层与门附近的分离流相对独立,但在截面 3~6 中两种流动逐渐混合,在更大的区域内产生不稳定的分离流动。



(a) 有舱门模型中 6 个 yz 截面位置示意图



(b) 第 1 个截面

(c) 第 2 个截面

(d) 第 3 个截面

(e) 第 4 个截面

(f) 第 5 个截面

(g) 第 6 个截面

图 12 起落架舱门上的分离流动与剪切层流动混合
Fig. 12 The mixing of separated flow on landing gear door and the shear layer flow from the cavity leading edge

5 舱门对起落架远场辐射噪声的影响分析

5.1 远场辐射噪声对比

远场辐射噪声预测采用声类比积分 Formulation 1C 公式。噪声计算积分控制面及其表面上非定常压力分布如图 13 所示,在图 13(a)中,红色半透明矩形框为远场辐射噪声计算的可穿透积分控制面,此处由于起落架模型几何外形十分复杂,各部件会对流场生成的噪声产生反射影响,由于目前的声类比积分公式无法计入反射影响,因此不选用壁面作为积分面。同时,由于起落架各部件流场之间也存在严重干扰现象,不选用只直接包含舱门的积分面,而是选用倒扣在起落架周边,起落架、两侧舱门以及起落架舱体都被完全包括在内的积分面。在无舱门起落架模型中,积分控制面设置完全相同。积分控制面表面的非定常压力系数分布如图 13(b)所示,可以看出:积分面表面尤其是下游表面的压力非定常特征十分明显,这是起落架非定常湍流尾迹穿过该面所致。在远场噪声数值积分计算中,为消除湍流尾迹带来的数值误差影响,在下游设置若干相同积分面进行平均,本文取 3 个面进行平均。

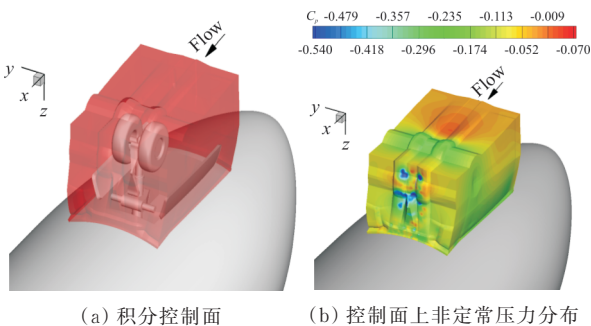


图 13 噪声计算积分控制面及其表面上非定常压力分布
Fig. 13 The control surface and the unsteady pressure distribution on the control surface

起落架模型中远场噪声的接收点位置示意图如图 14 所示。一共设置两个半圆弧,每个半圆弧

有 19 个接收点,每两个邻接点之间的间隔均为 10° ,两个圆弧的中心设置在轮轴的中点,这两个圆弧的半径都是 6 m。圆弧设置在模型对称平面 ($y=0$ 平面)内,图 14(b)中的弧线所在平面与对称面夹角 60° ,无舱门模型中监测点设置与有舱门模型中保持一致。

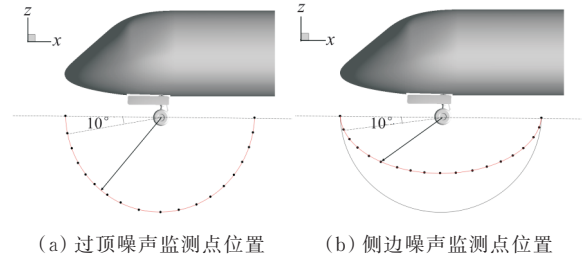


图 14 起落架远场过顶噪声和侧边噪声监测点位置示意图

Fig. 14 Schematic diagram of far-field flyover noise and sideline noise monitoring points' location

有舱门和无舱门两种起落架模型的过顶噪声和侧边噪声的总声压级 (Overall Sound Pressure Level, 简称 OASPL) 对比如图 15 所示,其中 θ 表示监测点与流向的夹角,最下游的监测点夹角为 0° ,最上游监测点夹角为 180° 。

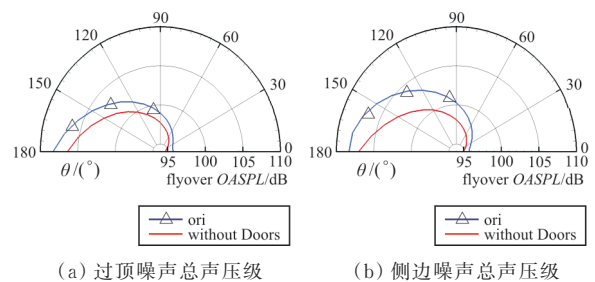


图 15 有舱门模型 (ori) 和无舱门模型 (without Doors) 的远场过顶噪声和侧边噪声总声压级 (OASPL) 对比
Fig. 15 Comparison of flyover noise and sideline noise between original model and the model without doors

从图 15 可以看出:无舱门起落架模型的远场噪声比有舱门的大,且侧边噪声中,无舱门与有舱门之间的差值大于过顶噪声,这说明了舱门对起落架模型噪声辐射有一定的遮挡作用。在过顶噪声和侧边噪声中,上游的监测点总声压级大于下游的监测点,主要与对流传大现象^[25-26]有关。

5.2 声波干涉现象

本文起落架舱门位于整个起落架结构的外围两侧,且面积相对较大,无论是对起落架舱体内生成的噪声还是起落架本身产生的噪声都会形成遮挡和反射的作用。模型对称平面($y=0$)内密度波动的对比如图16所示,可以看出:在起落架和舱体处都存在很强的噪声源,起落架舱口上游出现较强的声波干涉条纹;但从两者的密度波动对比上看,对称面内的区别并不是很大,基本相同。

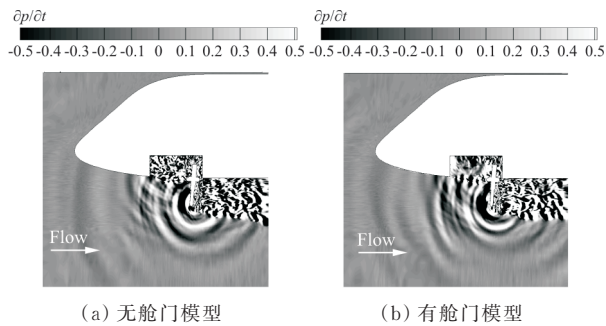


图16 无舱门模型和有舱门模型对称面内的密度波动灰度图对比

Fig.16 Comparison of density fluctuation in symmetric plane between original model and the model without doors

通过5.1节分析得知起落架噪声在侧边受舱门影响相对较强。在流场中截取与图9中的3个截面 a 、 b 和 c 相同的截面,这3个截面内的密度波动灰度图对比如图17所示,可以看出:密度波动条纹在无舱门模型中表现相对更为密集,且主要集中在起落架舱口两侧,这主要是由于本文中真实的舱体并非标准的长方体,而是舱体前缘线和后缘线都是圆柱状机身的一部分,即存在向下凸起,这种几何结构导致舱体前缘脱落的剪切流在向下运动过程中,有向展向两侧运动的趋势,而且无舱门的阻挡和干扰,导致不稳定剪切流不断撞击舱体两侧边缘;除此之外,密度波动图中还存在一些相对低频较低的大波动,无舱门模型中这些大波动强度更大,这是由于这些波动生成后几乎无其他部件干扰的向外传播,而在有舱门模型中,要受到两侧舱门的阻挡和反射,消耗部分能量,因此稍远处的密度波动能量相对较弱;同时,相对频率较低的大波动经两侧舱门反射后,形成的干涉条纹也相对更稀疏。

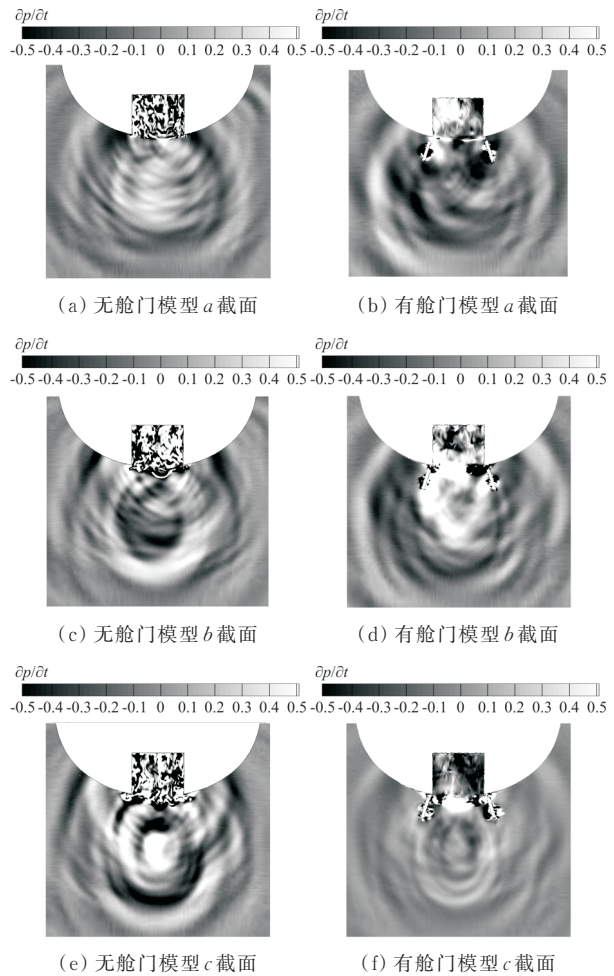


图17 无舱门模型和有舱门模型 yz 平面内的密度波动灰度图对比

Fig.17 Comparison of density fluctuation in three yz planes between original model and the model without doors

6 结论

(1) 民用飞机前起落架舱门迎风端面非平面,而是稍向内侧弯曲与来流具有一定夹角,在前端会引起当地较大的流动分离,这些气流在向下游运动的过程中,逐渐与舱体前缘脱落的剪切层流动混合,扩散至舱门间的整个区域。与纯空腔的剪切流撞击空腔后缘不同,这种不稳定的混合流动会撞击起落架支柱且比单独的剪切流失稳撞击产生的压力波更强。

(2) 起落架舱门阻挡干扰了上游气流向展向扩散并撞击起落架舱体两侧边缘的趋势,同时遮挡噪声造成起落架的侧边噪声减小,并反射声波在舱门之间区域形成声波干涉现象。

参考文献

- [1] MERINO-MARTINEZ R, NERIE, SNELLEN M, et al. Comparing flyover noise measurements to full-scale nose landing gear wind-tunnel experiments for regional aircraft [C]// 23rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Denver, Colorado, USA: AIAA, 2017: 5-9.
- [2] MOLIN N, PIET J, CHOW L, et al. Prediction of low noise aircraft landing gears and comparisons with test results [C]// 12th AIAA/CEAS Meeting. Cambridge, Massachusetts, USA: AIAA, 2006: 2623.
- [3] NOEL M, PIET J. Analysis of acoustic flight test data, SILENCE[R]. Wilayah Persekutuan: [s. n.], 2005.
- [4] DOBRZYNSKI W. Almost 40 years of airframe noise research: what did we achieve?[J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(2): 353-367.
- [5] BURLEY C, BROOKS T, HUMPHREYS W, et al. ANOPP landing-gear noise prediction with comparison to model-scale data [J]. International Journal of Aeroacoustics, 2009, 8(5): 445-476.
- [6] FATTAH R, HU Z, ANGLAND D. Aeroacoustics of a landing gear door [C]// 19th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Berlin: AIAA, 2013: 1-17.
- [7] MANOHA E, BULTE J, CARUELLE B. LAGOON: an experimental database for the validation of CFD/CAA methods for landing gear noise prediction [C]// 14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Vancouver, British Columbia: AIAA, 2008: 2816.
- [8] MANOHA E, BULTE J, CIOBACA V, et al. LAGOON: further analysis of aerodynamic experiments and early aeroacoustics results [C]// 15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Miami, Florida: IEEE, 2009: 3277.
- [9] SANDERS L, MANOHA E, KHELIL S, et al. LAGOON: CFD/CAA coupling for landing gear noise and comparison with experimental database [C]// 17th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Portland, Oregon: AIAA, 2011: 2822.
- [10] SANDERS L, MANOHA E, KHELIL S, et al. CFD/CAA coupling on the LAGOON #2 landing gear using a structured multi-block solver with the Chimera technique [C]// 19th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Berlin, Germany: AIAA, 2013: 2257.
- [11] GUO Z, LIU P, GUO H. Numerical study on coupling effect of landing gear and cavity noise [C]// 25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Delft, The Netherlands: AIAA, 2019: 2507.
- [12] RICCIARDI T, WOLF W, KREITZMAN J, et al. An assessment of high-fidelity flow simulation methodologies for noise prediction of realistic landing gear configurations [C]// 2019 AIAA Scitech Forum. San Diego, California: AIAA, 2019: 1-8.
- [13] 乔渭阳, 许开富, 武兆伟, 等. 大型客机起飞着陆过程噪声辐射特性对比分析[J]. 航空学报, 2008, 29(3): 534-541.
- QIAO Weiyang, XU Kaifu, WU Zhaowei, et al. Noise radiation of large-scale commercial aircraft in take-off and landing [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(3): 534-541. (in Chinese)
- [14] 许远, 龙双丽, 薛彩军, 等. 某型飞机起落架结构件气动噪声仿真与试验研究[J]. 航空工程进展, 2012, 3(4): 404-412.
- XU Yuan, LONG Shuangli, XUE Caijun, et al. Aeroacoustic noise simulation and experiment of an aircraft's structure [J]. Advanced in Aeronautical Science and Engineering, 2012, 3(4): 404-412. (in Chinese)
- [15] 陈涛, 侯宏, 陈志菲, 等. ARJ21 客机降落阶段起落架噪声试验研究[J]. 声学学报, 2013, 38(5): 615-623.
- CHEN Tao, HOU Hong, CHEN Zhifei, et al. Landing gear noise identification in the ARJ21 aircraft landing process [J]. Acta Acustica, 2013, 38(5): 615-623. (in Chinese)
- [16] 任旺, 薛彩军, 赵蓉. 基于边缘射流的起落架气动噪声控制研究[J]. 航空工程进展, 2016, 7(1): 78-86.
- REN Wang, XUE Caijun, ZHAO Rong. Landing gear aerodynamic noise suppression with edge jet [J]. Advanced in Aeronautical Science and Engineering, 2016, 7(1): 78-86. (in Chinese)
- [17] 刘兴强, 黄文超, 李红丽. 某型飞机前起落架噪声特性研究[J]. 西北工业大学学报, 2016, 34(3): 456-459.
- LIU Xingqiang, HUANG Wenchao, LI Hongli. Research on noise characteristics for a nose landing gear [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2016, 34(3): 456-459. (in Chinese)
- [18] 刘瑜, 童明波. 基于 DDES 的有/无舱门腔体气动噪声仿真分析[J]. 航空计算技术, 2015, 45(3): 30-34.
- LIU Yu, TONG Mingbo. Delayed detached eddy simulation on aerodynamic noise of cavity with /without doors [J]. Aeronautical Computing Technique, 2015, 45(3): 30-34. (in Chinese)
- [19] 张玥婷, 李书. 考虑舱门影响的空腔非定常流场分析 [C]// 2018 年全国工业流体力学会议. 北京: 中国力学学会, 2018: 1-3.
- ZHANG Yueting, LI Shu. Analysis of unsteady flow of cavity considering the influence of doors [C]// 2018 National Conference on Industrial Fluid Mechanics. Beijing: The Chinese Society of Theoretical and Applied Mechanics, 2018: 1-3. (in Chinese)
- [20] TRAVIN A, SHUR M, SPALART P, et al. Improvement of delayed detached-eddy simulation for LES with wall modeling [C]// Proceedings of the European Conference on Computational Fluid Dynamics. [S. l.]: LES, 2006: 1-6.